

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«КУБАНСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»  
(ФГБОУ ВО «КубГУ»)

Факультет романо-германской филологии  
Кафедра теории и практики перевода

Допустить к защите  
Заведующий кафедрой,  
д-р филол. наук, профессор  
Д.А. А.Н. Дармодехина  
(подпись)

2019 г.

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА  
(ДИПЛОМНАЯ РАБОТА)

ТРУДНОСТИ ПЕРЕВОДА АНГЛИЙСКОГО НАУЧНО-  
ТЕХНИЧЕСКОГО ТЕКСТА НА РУССКИЙ ЯЗЫК

Работу выполнил В.Ю. Лесовин  
(подпись)

Специальность 45.05.01 Перевод и переводоведение  
(код, наименование)

Специализация Лингвистическое обеспечение межгосударственных отношений

Научный руководитель  
д-р филол. наук, профессор А.Н. Дармодехина  
(подпись)

Нормоконтролер  
ст. преподаватель Д.Ю. Сизонова  
(подпись)

Краснодар  
2019

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение .....	3
1 Грамматические трудности .....	6
1.1 Номинализация .....	6
1.2 Перевод неличных форм глагола .....	7
1.3 Перевод пассивных конструкций .....	10
2 Лексические трудности .....	13
2.1 Перевод многозначной терминологии .....	13
2.2 Перевод сокращений и аббревиатур .....	17
2.3 Перевод многокомпонентных терминов .....	21
2.4 Перевод условных и гипотетических формулировок .....	24
2.5 Перевод каузативных конструкций .....	25
Заключение .....	29
Список использованных источников .....	32
Приложение А Оригинал фрагмента книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» (Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos) .....	37
Приложение Б Перевод фрагмента книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» (Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos) .....	68

## ВВЕДЕНИЕ

Основной задачей научно-технического перевода является предельно точная передача сообщаемой автором информации. Это достигается логическим изложением материала без использования эмоционально-экспрессивных средств, свойственных художественным текстам. Научно-технической литературе свойственна специальная лексика, во многом определяющая ее стилистические особенности: это слова и словосочетания, употребляемые только в рамках той или иной среды коммуникации. Стиль научно-технического текста иногда определяется как формально-логический.

Работа с научно-технической литературой предполагает знакомство с целым рядом определений и понятий, применяемых в англоязычных странах. Это и особенности написания чисел, перевод акронимов и математических выражений, распространенных сокращений и обозначений. Однако совокупность всех факторов образует триаду трудностей, рассматриваемых на грамматическом, лексическом и синтаксическом уровнях.

Целью данной дипломной работы является определение, изучение и подробное описание трудностей перевода научно-технической литературы.

Цель данной работы обуславливает следующие задачи:

- раскрыть трудности перевода научно-технической литературы с английского языка на русский язык, описать особенности функционирования языков, лежащих в основе переводческого процесса,
- проанализировать грамматические и лексические трудности перевода английского научно-технического текста.

Объектом исследования в данной выпускной квалификационной работе является книга «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» авторов Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos.

Предметом исследования в данной выпускной квалификационной работе являются английский научно-технический текст и трудности его перевода.

Методом исследования в выпускной квалификационной работе является сравнительно-сопоставительный анализ. В процессе написания работы произведены языковое и признаковое сопоставления исследуемых языков, реализована сопоставительная интерпретация описываемых в объекте исследования языковых явлений, осуществлено типологическое исследование признаков, присущих как языку перевода, так и переводящему языку.

Выпускная квалификационная работа состоит из введения, двух глав, заключения, списка использованных источников и приложений.

Во введении автор обосновывает актуальность исследуемой темы, ее практическую и теоретическую значимость, определяет объект, предмет, цель и задачи выпускной квалификационной работы.

Первая глава данной работы посвящена грамматическим трудностям перевода английского научно-технического текста, их классификации и описанию на примерах из переводимого текста.

Во второй главе автор описывает лексические трудности перевода английского научно-технического текста.

Методологическая основа исследования включает в себя использование комплекса теоретических (учебники технического перевода) и эмпирических (словари, тезаурусы и объект исследования) методов исследования.

В заключении подводятся итоги проделанной работы и формируются выводы.

Приложения включают в себя оригинальный фрагмент книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» авторов Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos (приложение А) и перевод текста из приложения А, выполненный автором выпускной квалификационной работы (приложение Б).

Список использованных источников включает в себя информацию о работах, использованных в качестве теоретического материала при выполнении данной выпускной квалификационной работы.

## **1 Грамматические трудности**

### **1.1 Номинализация**

Различия в коммуникативной структуре языков являются не единственной причиной переводческих преобразований, влекущих за собой изменение грамматической основы предложения. Их побудительным мотивом могут стать иные межъязыковые расхождения, в частности тенденция к номинализации или опредмечиванию действий и процессов, то есть выражению их посредством отглагольных существительных, а не глагольных форм.

В английском языке стремление к номинализации действия выражено не столь отчетливо, как в русском, где отглагольные конструкции встречаются намного чаще (Бреус Е. В. Теория и практика перевода с английского языка на русский. М.: Издательство УРАО, 2003. С. 39). При этом под влиянием научно-технического стиля при переводе на русский язык часть глаголов преобразуется в существительные (Паршин А. Теория и практика перевода. Санкт-Петербург: СГУ, 1999. С. 202). Ниже, на примере объекта исследования, книги Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos “Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control”, приведен один из вариантов перевода предложения с номинализацией.

Ср.:

A DA-42 Flight Training Device (D-SIM-42 FTD simulator) with extensive capabilities to simulate malfunctions of multiple aircraft systems for design and validation of control laws and pilot in the loop verification.

Тренировочный аппарат DA-42 (тренировочный симулятор DA-42) с широким функционалом для инсценировки неисправностей множества бортовых систем с целью проектирования и утверждения алгоритмов управления, а также тестирования пилота на выполнение петли Нестерова.

## 1.2 Перевод неличных форм глагола

В научном тексте частотность употребления неличных форм глагола значительна: они входят не только в состав сказуемого, используются в функциях подлежащего, дополнения, определения и обстоятельства, но и образуют предикативные конструкции, аналогов которых нет в русском языке. Правильная грамматическая интерпретация неличных форм глагола является ключом к пониманию информационной составляющей, что особенно важно для текстов научного содержания (Выгонская Л. Н., Корнеева М. С., Миндели Е. И. Неличные формы глагола в научном тексте. Учебное пособие. Москва, 2013. С. 2). Неличные формы глагола, а именно инфинитив, герундий и причастие (Participle I, Participle II) наряду с содержащими их конструкциями могут представлять трудности при переводе, так как в английском языке инфинитив и причастия не всегда совпадают с русскими по форме и употреблению, а герундиальные конструкции и вовсе отсутствуют в русском языке (Нелюбин Л. Л. Введение в технику перевода. Москва, Флинта, Наука, 2013. С. 164-165). Важно не забывать и о предикативных конструкциях, в число которых входят: Complex Subject (сложное подлежащее), Complex Object (сложное дополнение), For-to-Infinitive Construction (инфинитивная конструкция с предлогом for) и Absolute Participle Construction (самостоятельный причастный оборот). В отличие от словосочетаний в подобных конструкциях имеют место субъектно-предикативные отношения. Именная часть в них выражает действующее лицо или обладателя определенного состояния, а предикативная часть выражается инфинитивом, причастием или герундием. В отличие от предложений субъектно-предикативные отношения в них не имеют четкого грамматического выражения, то есть в них нет личной формы глагола, поэтому эти конструкции не имеют ни реального подлежащего, ни реального сказуемого. Однако они отвечают требованию научного стиля - безличности, и предлагают более

экономичный вариант организации текста (Комиссаров В. Н. Теория перевода (лингвистические аспекты). Москва, Высшая школа, 1990. С. 253).

На примере предложения в объекте исследования, книге Joel Bordeneuve-Guibe, Antoine Drouin, Clement Roos “Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control” можно отчетливо наблюдать активное использование авторами неличной формы глагола и содержащих ее конструкций. В приведенном ниже предложении присутствует герундиальная конструкция *the minimum found by the run applying niching concepts*. Герундий может быть переведен на русский язык существительным, отглагольным существительным, существительным с предлогом, инфинитивом, деепричастием, прилагательным и личной формой глагола в придаточном предложении (Жигadlo В. Н. Современный английский язык. Теоретический курс грамматики. М.: Издательство литературы на иностранном языке, 1956. С. 349). Соблюдение вышеуказанного условия обеспечит грамотный перевод герундиальной конструкции.

Ср.:

However, the minimum found by the run applying niching concepts is not as small as the one found without niching.

Однако, значение точки минимума, обнаруженное при поиске наихудшего случая с использованием узконаправленных методов поиска, не столь мало, как при поиске без них.

Не менее важно отметить широкое употребление причастия настоящего времени и причастия прошедшего времени (Participle I и Participle II). Эта тенденция связана со стремлением к более компактному и четкому изложению, ибо четкость рассматривается как одна из главных черт технического дискурса. Однако английское причастие отличается от русского не только по форме, но и по характеру функций, которые оно выполняет в предложении, чем и обусловлена сложность его перевода на русский язык. Английское причастие может выполнять функции определения, обстоятельства и части сказуемого, русское же причастие не может выступать

в функции обстоятельства. Для соблюдения адекватности перевода необходимо учитывать не только форму английского причастия, но и зависимость способов перевода от его синтаксической функции (Кипнис И. Ю. Грамматические особенности перевода английского научно-технического текста. Минск: БИТУ, 2010. С. 122). Ниже приведен пример предложения из объекта исследования, в котором причастие *Regarding* выступает вводным членом предложения и может быть переведено деепричастием или вводным предложением с союзом *если* (Швейцер А. Д. Теория перевода: статус, проблемы, аспекты. Москва, Наука, 1988. С. 215).

Ср.:

*Regarding the functional layout and development of the control system, an appropriate high-fidelity flight simulator for functional testing is of vital importance.*

Исходя из компоновки схем и разработки систем управления, огромную роль играет подходящий многофункциональный авиационный симулятор для тестирования функциональных возможностей (Если исходить из компоновки схем и разработки систем управления, огромную роль играет подходящий многофункциональный авиационный симулятор для тестирования функциональных возможностей).

Еще одним важным примером употребления в объекте исследования неличных форм глагола является широкое применение авторами инфинитивных конструкций. Эта форма организации текста особенно часто встречается в работах технической направленности, поскольку инфинитив обозначает действие, не указывая на его отношение к наклонению, времени, лицу, числу, и выражает долженствование, необходимость совершения действия, передает динамику процесса (Судовцев В. А. Научно-техническая информация и перевод: пособие по английскому языку для технических вузов. М.: Высшая школа, 1989. С. 62). В функции определения инфинитив обычно переводится определительным придаточным предложением с модальным глагольным сказуемым, в функции дополнения - инфинитивом (реже - придаточным предложением), в функции обстоятельства - инфинитивом, или

самостоятельным предложением с союзами и, но; подлежащее и сказуемое обычно переводятся инфинитивом (Апполова М. А. Specific English (Грамматические трудности перевода). М.: Международные отношения, 1977. С. 110). Таким образом, при переводе в объекте исследования приведенного ниже предложения можно наблюдать две инфинитивные конструкции: The primary objective of the FSA lateral controller design is to provide и in order to reduce. При переводе на русский язык они сохраняют начальную форму глагола.

Ср.:

The primary objective of the FSA lateral controller design is to provide excellent homogenous flying/handling qualities along the entire flight envelope in order to reduce pilot's workload significantly when flying the airplane manually.

Основная задача конечного автомата конструкции устройства управления боковым полётом - обеспечить однородные характеристики полёта и управляемости наряду с общим диапазоном режимов полёта и управляемости с целью значительно сократить рабочую нагрузку пилота во время ручного управления летательным аппаратом.

### **1.3 Перевод пассивных конструкций**

Преобладание пассивных конструкций в текстах научно-технической направленности связано с основными характеристиками и целями научного изложения, включая безличность, отсутствие авторского «я» и использование пассивных конструкций, нацеленных на предоставление и описание фактов и явлений. Страдательный залог используется в английском языке значительно чаще, чем в русском, где пассивная форма в отличие от безличной носит более официальный и скорее письменный, чем разговорный характер (Светлова К. И. Некоторые случаи употребления пассивных конструкций в техническом тексте. Иркутский национальный исследовательский технический университет. URL: [www.istu.edu/images/docs/Svetlova.doc](http://www.istu.edu/images/docs/Svetlova.doc)). При

переводе пассивных конструкций переводчик может столкнуться с триадой трудностей:

1) в английском языке форма страдательного залога образуется не только от переходных глаголов, но и от глаголов, требующих косвенного или предложного дополнения,

2) английскому переходному глаголу в русском языке может соответствовать непереходный глагол, требующий предложное или косвенное дополнения,

3) в английском языке в страдательном залоге могут употребляться фразеологические словосочетания. Эти сочетания невозможно перевести на русский язык соответствующими глаголами, не заменив страдательный залог действительным (Зражевская Т. А., Беляева Л. М. Трудности перевода с английского на русский язык (на материале газетных статей). М.: Международные отношения, 1972. С. 110).

Перевести пассивные конструкции можно аналогичными конструкциями переводящего языка, глаголами с суффиксом –ся, неопределенно-личным оборотом в действительном или винительном падеже, а также действительным залогом с указанием на действующее лицо (Клименко А. В. Ремесло перевода. М.: Восток-Запад, АСТ, 2007. С. 431). Таким образом, при переводе в объекте исследования следующего предложения интерпретация пассивной конструкции “is adduced” на переводящий язык в виде аналогичной пассивной конструкции «реализуется» будет грамматически и стилистически соответствовать требованиям адекватности перевода.

Ср.:

In the past until today, robustness verification for flight control systems within the governmental permission and certification process is adduced via single-inputsingle-output (SISO) phase and gain margins.

Вплоть до сегодняшнего дня, контроль устойчивости систем управления летательными аппаратами в рамках государственной аккредитации и

сертификации реализуется посредством метода последовательного ввода и вывода (SISO), а также путем анализа пределов устойчивости.

## **2 Лексические трудности**

### **2.1 Перевод многозначной терминологии**

Проблема перевода терминов рассматривалась практически всеми известными исследователями теории перевода, однако консенсуса по этому вопросу достичь так и не удалось. Проанализировав работы самых видных представителей отечественного переводоведения, можно обнаружить два диаметрально противоположных взгляда на перевод терминологии, условно обозначаемых как «словарный» и «контекстуальный» (Станиславский А.Р. Перевод многозначных терминов в технических текстах. М.: Международный научно-инновационный центр. Филология и литературоведение, 2014. № 1. С. 5).

Согласно первому взгляду, в техническом тексте каждый термин имеет строго определенное значение, которое зафиксировано в словарях. В поисках правильного варианта перевода переводчику необходимо вновь и вновь обращаться к единицам исходного языка в оригинале, искать их значения в толковом и специальном словарях, попутно выбирая подходящее значение в двуязычном словаре. Наибольшая степень эквивалентности отмечается в тех случаях, когда слово имеет одинаковую стилистическую характеристику как в исходном, так и в переводящем языке (Пронина Р. Ф. Перевод английской научно-технической литературы: Учебное пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1986. С. 9).

Необходимо различать узуальные (повторяющиеся) и окказиональные (индивидуальные) контекстуальные значения терминов. Переход окказиональных значений слова в узуальные чаще всего является причиной развития многозначности, однако не все словари приводят в пример узуальные контекстуальные значения (Касарес Х. Введение в современную лексикографию. М.: Издательство иностранной литературы, 1958. С. 71). В случаях, когда доступные словари не содержат подходящего по контексту

перевода, для раскрытия смысловой структуры слова переводчику необходимо широкое понимание синонимии. На примере объекта исследования можно наблюдать ряд терминов, перевод которых требует четкого понимания переводчиком не только авиационно-космической тематики, но и точных наук, используемых для описания тех или иных свойств этой области знания.

Ср.:

The layout of the specific controller gains (feedback, feedforward plus crossfeeds) for a representative set of flight conditions along the envelope is performed by applying Model Reference Direct Eigenstructure Assignment (MR DEA).

Схема специальных усилителей регулятора (обратная, прямая и перекрёстная связи) для представительного множества условий полёта по заданному диапазону создаётся на базе Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры.

Анализ объекта исследования перед выполнением перевода показал, что термин Model Reference Direct Eigenstructure Assignment (MR DEA) очень часто применяется в работах, посвященных аэрокосмическому моделированию, и его значение в переводящем языке доступно в работах отечественных авторов (Кричевский С. В. Аэрокосмическое моделирование: междисциплинарный анализ. М.: URSS, 2012. С. 275). Однако, термины feedback, feedforward и crossfeed используются во многих научных областях, что требует от переводчика понимания контекста, в котором они употреблены авторами объекта исследования (Ванников Ю. В. Типы научных и технических текстов и их лингвистические особенности. М.: Всесоюзный центр переводов, 1985. С. 52). При переводе предложения становится понятно, что речь идет о схеме специальных усилителей регулятора управления, а значит подразумевает электротехнические особенности конструкции управляющего устройства. Следовательно, для достижения адекватного перевода необходимо воспользоваться словарем по электротехнике. В словаре

Лугинского Я. Н. искомые значения терминов *feedback*, *feedforward* и *crossfeed* в переводящем языке определены как обратная связь, прямая связь и перекрестная связь соответственно (Лугинский Я. Н., Фези-Жилинская М. С., Кабилов Ю. С. Англо-русский словарь по электротехнике и электроэнергетике. М., 1999 г.).

Однако сторонники второго, «контекстуального» взгляда на перевод терминов утверждают, что вероятность однозначных соответствий между терминами исходного и переводящего языков мала, и при переводе необходимо учитывать и экстралингвистический контекст (Ревзин И. И., Розенцвейг В. Ю. Основы общего и машинного перевода. М.: Высшая школа, 1964. С. 68). Хотя для переводчика различие между эквивалентом и вариантным соответствием несущественно, так как в обоих случаях он сталкивается с проблемой соответствия одного слова в исходном языке нескольким словам в переводящем языке, в словаре это различие все же возникает: соответствия приводятся под разными цифрами, демонстрируя разные значения многозначного слова. Полные же эквиваленты, такие как географические названия, встречаются довольно редко (Львовская З. Д. Современные проблемы перевода. М.: URSS, 2018. С. 114).

Более того, частичные эквиваленты никак не могут претендовать на полное соответствие вне зависимости от контекста, ведь только контекст позволяет определить значение многозначного слова (Реформатский А. А. Введение в языковедение. М.: Аспект Пресс, 1996. С. 60). В дополнение к вышеперечисленным аргументам стоит также отнести весьма ценное замечание В. Колшанского о неразрывной связи таких понятий, как эквивалент и инвариант. Инвариантность отдельных единиц оригинала обеспечивает эквивалентность переведенного текста оригинальному (Колшанский В. Г. Логика и структура языка. Москва, 2012. С. 170).

Технический же текст требует от переводчика особого внимания к контексту, так как даже самые простые и широкоупотребительные в речи термины могут иметь целое множество не связанных друг с другом значений.

Так, слово *tube*, будучи употребленным в разговоре радиотехников, весьма вероятно будет означать не трубу, а радиолампу, если оно произносится во время ремонта радиооборудования (Сыроваткин С. Н. Теория перевода в аспекте функциональной лингвосомиотики. Калинин: Калининский государственный университет, 1978. С. 84). После анализа вышеперечисленных аргументов примером необходимости принятия во внимание экстралингвистического контекста в объекте исследования можно считать приведенное ниже предложение.

Ср.:

The requested decoupling of the roll and yaw dynamic, which is an important requirement to generate optimal flying characteristics of aircrafts with a CSAS, is also realized by the gain-scheduled controller.

Требуемое устранение перекрёстных связей динамических показателей крена и рыскания, столь необходимое для обеспечения оптимальных лётных характеристик летательного аппарата, оснащённого системой улучшения устойчивости и управляемости, также реализуется с помощью системы управления с программным усилением.

В данном примере рассмотрению подлежат термины *roll and yaw*. Так как объект исследования данной работы знакомит читателя со спецификой систем управления летательными аппаратами, то первые предложенные авиационным словарем Е. Н. Девниной значения, а именно: вращение и нормальная ось вполне могут претендовать на роль подходящих эквивалентов вышеперечисленных терминов (Девнина Е. Н. Большой англо-русский и русско-английский авиационный словарь. М.: Живой язык, 2011). Однако важно отметить, что в данном предложении термины *roll and axis* употреблены вместе со словом *dynamic*, что требует от переводчика более глубокого анализа их значения. В словаре Е. Н. Девниной обнаруживаем, что термины *roll and yaw* при совместном употреблении переводятся как крен и рыскание (*roll and yaw coordination* – координация крена и рыскания). Для полной уверенности в соответствии значений предложенных эквивалентов в

переводящем языке значениям в исходном языке обратимся к учебному пособию по динамике полетов летательных аппаратов авторов Богословского С. В. и Дорофеева А. Д. В данном пособии обнаруживаем искомое определение - динамические показатели крена и рыскания (Богословский С. В., Дорофеев А. Д. Динамика полета летательных аппаратов. СПб.: ГУАП, 2002. С. 13). Следовательно, перевод выражения *roll and yaw dynamic* как динамические показатели крена и рыскания соответствует контексту динамики полетов летательных аппаратов.

## **2.2 Перевод сокращений и аббревиатур**

В научной литературе особое место занимают тексты, нацеленные не на носителей определенного языка, а на представителей отдельных областей знания. Однако в лингвистической науке существует большое количество специалистов, профессионально изучающих трудности перевода английских аббревиатур. Суть аббревиации и сокращений заключается в максимально полной передаче информации с использованием минимального количества графической формы (Зубова Л. Ю. Английские медицинские аббревиатуры как часть профессиональной языковой картины мира: на фоне их русских и французских аналогов. Воронеж, 2009. С. 40). Как и в любой лингвистической литературе, в научно-техническом тексте сокращения делятся на одно-, двух- и трехкомпонентные (Раскин В. В. К теории языковых подсистем. М., 1971. С. 350). Примером однокомпонентного сокращения является РН – Phase (фаза, стадия), примером трехкомпонентного: АРУ – Auxiliary Power Unit (вспомогательная силовая установка). Важно отметить, что сокращения в английском языке могут писаться прописными и строчными буквами, а также слитно или раздельно (Галкина Е. Н. Перевод аббревиатур и акронимов на русский язык. М., 2005. С. 17). Перевод аббревиатур и сокращений на русский язык очень часто представляет сложность для переводчика. Основным источником поиска соответствующих эквивалентов являются словари, однако

ни один словарь не может охватить полный список аббревиатур, что требует от переводчика знания основных приемов перевода этих лексических единиц (Гончаров Б. А. К вопросу о типологии и переводе сокращений в англоязычной научно-технической литературе. Киев, 1991. С. 145). Для передачи сокращений на переводящий язык существует несколько способов.

#### 1. Транслитерация.

Примером является аббревиатура NATO (North Atlantic Treaty Organization), употребляемая в русском языке как НАТО (Организация Североатлантического договора).

#### 2. Транскрибирование.

Примером является HR (human resources), иногда употребляемая в русском языке как самостоятельный эквивалент «эйч ар».

#### 3. Звукобуквенное транскрибирование.

Примером является аббревиатура RCS (Radar Cross Section), употребляемая в русском языке как ЭПР (эффективная площадь рассеивания воздушной цели).

#### 4. Перевод полной формы.

Феномен, подразумеваемый под аббревиатурой, далеко не всегда имеет в переводящем языке свои сокращения. Причиной этому может стать нецелесообразность сокращения ввиду его громоздкости и трудной для запоминания формы. Ярким примером является аббревиатура LANDCENT (Allied Land Forces, Central Europe), переводимая на русский язык как Объединенные сухопутные войска НАТО на центрально-европейской территории.

#### 5. Перевод и транскрибирование.

Очень часто отдельные изобретения, предметы или инструменты имеют среди специалистов технических специальностей со всего мира свои названия. Общепринятым обозначением того или иного предмета считается фирма-изготовитель или фамилия изобретателя. Примером перевода и

транскрибирования можно считать следующую аббревиатуру: WD (Water Displacement) – водоотталкивающее средство WD.

6. Перевод полной формы и создание на его основе сокращения в переводящем языке.

Аббревиатура CIA (Central Intelligence Agency) переводится на русский язык как ЦРУ (Центральное Разведывательное Управление).

7. Описательный метод.

Этот метод требует от переводчика полной передачи технической сущности сокращения. Примером является аббревиатура WIDE (Wide-angle Infinity Display Equipment), переводимая на русский язык как широкоугольное оборудование для отображения бесконечно удаленных объектов.

Принимая во внимание все вышеперечисленные методы и правила перевода аббревиатур, проанализируем предложение объекта исследования.

Ср.:

The requested decoupling of the roll and yaw dynamic, which is an important requirement to generate optimal flying characteristics of aircrafts with a CSAS, is also realized by the gain-scheduled controller.

Требуемое устранение перекрёстных связей динамических показателей крена и рыскания, столь необходимое для обеспечения оптимальных лётных характеристик летательного аппарата, оснащённого системой улучшения устойчивости и управляемости, также реализуется с помощью системы управления с программным усилением.

Аббревиатуру CSAS (control and stability augmentation system) принято переводить на русский язык как систему улучшения устойчивости и управляемости, однако официальной аббревиатуры этого понятия в русском языке на сегодняшний день не представлено (Свищев Г. П. Авиация: Энциклопедия. М.: Большая Российская Энциклопедия - ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского, 1994. С. 550). Следовательно, переводчику необходимо использовать полную форму и не прибегать к аббревиации.

Следующее предложение в объекте исследования содержит аббревиатуру MOPS, требующую применения метода перевода и транскрибирования.

Ср.:

Such an optimization run with approximately 40000 evaluations takes about 4 hours of computation time on a desktop PC equipped with two Intel® Xeon® Processors X5550 (2.66GHz) when the parallelization features of MOPS were used utilizing 4 workers.

Запуск оптимизации, включающий 40000 вычислений, занимает около четырёх часов расчётного времени на настольном компьютере, оборудованном двумя процессорами Intel® Xeon® X5550 (2.66GHz), в то время как параллельный принцип обработки данных MOPS использовался с задействованием 4 человек.

В главе, содержащей данное предложение, авторы объекта исследования рассказывают о компьютерных вычислениях, предназначенных для оценки алгоритма запуска ракеты-носителя. С помощью англо-русского словаря по программированию обнаруживаем, что аббревиатура MOPS (Million Operations Per Second) переводится как миллион операций в секунду (Борковский А. Б. Англо-русский словарь по программированию и информатике. М.: Московская международная школа переводчиков, 1992). Однако в научных пособиях отечественных авторов отчетливо видно, что аббревиатуру MOPS в кругах специалистов не принято переводить на русский язык и она является общепринятым определением принципа обработки данных, включающего в себя миллион операций в секунду (Захарова О. Л., Кирсанова Ю. А., Книга Е. В., Жаринов И. О. Алгоритмы и программные средства тестирования бортовых цифровых вычислительных систем интегрированной модульной авионики. СПб: Информационно-управляющие системы, 2014, №3. С. 19-29). Следовательно, значение аббревиатуры MOPS в переводящем языке как принципа обработки данных MOPS можно считать

общепринятым в среде русскоязычных специалистов термином, а значит и подходящим для использования при переводе.

### **2.3 Перевод многокомпонентных терминов**

Переводчику необходимо хорошо ориентироваться во всех тонкостях той или иной области знания, с которой он сталкивается при переводе. Помимо узкоспециальной терминологии, представленной в виде отдельных слов (power, valve, engine), трудности и интерес у специалистов вызывают так называемые терминологические сочетания (address character, power plant, clutch pin) (Кияк Т. Р. Лингвистические аспекты терминоведения. Киев: УМКВО, 1989. С. 8).

Сегодня все большее число терминов проникает в общеупотребительную лексику, оказывая сильное влияние на язык в целом, поэтому изучение проблем перевода специальной лексики становится все более актуальным для развития языка, особенно в эпоху IT-технологий (Гринев-Гриневиц С. В. Терминоведение. М.: Академия, 2008. С. 304).

Многокомпонентные термины представляют собой наибольшую трудность при переводе профессионально-ориентированной литературы, так как далеко не во всех словарях представлены искомые значения этих лексических единиц. Особенно важно учитывать, что не существует однозначных способов определения границ, лингвистического статуса и степени их устойчивости как в исходном, так и в переводящем языках (Марусенко М. А. О формировании словника словаря статистически-устойчивых научно-технических терминов. Л.: Издательство ЛГУ, Структурная и прикладная лингвистика, выпуск 2, 1983. С. 82).

Многие специалисты, изучающие проблему терминоведения, отмечают трудности, связанные с выделением в тексте многокомпонентных терминов и их перевода (Сергеевнина В. М. О методике выделения терминов. Горький:

ГГУ, 1982. С. 46-53). Существует ряд типовых форм, свойственных терминологическим словосочетаниям.

1. Терминологические словосочетания, состоящие из имен существительных.

Примерами таких словосочетаний являются computer performance (производительность компьютера) и computer science (информатика). Будучи подвижными языковыми явлениями, эти словосочетания трансформируются в речи в зависимости от условий коммуникации.

2. Терминологические словосочетания, включающие прилагательные и существительные.

Примером является словосочетание artificial intelligence (искусственный интеллект).

3. Терминологические словосочетания, включающие три и более компонента – наречие, причастие и существительное.

Примером является словосочетание quickly-spreading virus (быстро распространяющийся вирус).

4. Терминологические словосочетания, включающие инфинитив.

Примером является словосочетание ready-to-assemble parts (готовые детали).

5. Предложные терминологические словосочетания.

Примером является словосочетание inclination of an orbit (наклонение орбиты).

Таким образом, общее значение многокомпонентного термина выводится из значения отдельных его составляющих. Их сочетание, однако, приводит к созданию нового смыслового единства, что требует от переводчика понимания контекста, в котором терминологическое словосочетание применяется (Пекарская Л. А. Речевое функционирование составных терминов. Горький, 1979. С. 25). Еще одной особенностью перевода многокомпонентных терминов является инвертированный порядок слов в русских словосочетаниях, отличный от последовательности в

соответствующих словосочетаниях в английском языке (Нойберт А. Прагматические аспекты перевода. М.: Международные Отношения, 1978. С. 232).

В объекте исследования примером широкого использования авторами многокомпонентных терминов может выступить приведенное ниже предложение.

Ср.:

While several criteria can be examined in one step, the computational effort does not increase compared to single objective assessment.

Так как несколько критериев оценки могут быть выполнены за один шаг, увеличение вычислительных затрат не требуется, в отличие от однокритериальной оценки.

В данном предложении можно наблюдать два многокомпонентных термина - *computational effort* и *single objective assessment*. При обращении к техническим словарям обнаруживаем, что терминологическое словосочетание “*computational effort*” переводится как «вычислительные затраты» (Гольдберг А. С. Англо-русский энергетический словарь. М.: Руссо, 2006). Однако при переводе словосочетания *single objective assessment* обнаруживается, что эквивалент его полной формы не представлен в словарях переводящего языка, а значит переводчику необходимо определить значения каждого из входящих в его состав компонентов. При обращении к словарю А. С. Гольдберга обнаруживаем, что терминологическое словосочетание *single objective* переводится на русский язык как однокритериальный. Слово *assessment* в словаре технических терминов в переводящем языке представлено несколькими эквивалентами – оценка, исчисление и контроль (Малявская Г. Р. Русско-английский словарь инженерно-технических терминов. М.: Ассоциация строительных вузов (АСВ), 2000).

Далее необходимо обратить внимание на контекст, в котором данное терминологическое словосочетание употреблено. Глава в объекте исследования, содержащая данное предложение, описывает несколько

способов оценки оптимизации полета летательных аппаратов, одним из которых и является искомый многокомпонентный термин. Следовательно, перевод терминологического словосочетания *single objective assessment* как однокритериальной оценки будет соответствовать требованиям контекста, представленного в рассматриваемом предложении.

## **2.4 Перевод условных и гипотетических формулировок**

Большинство технических текстов предлагают на рассмотрение читателю различные прогнозы, теории, правила и сценарии, возможные при несоблюдении этих правил. Результатом является обильное содержание в подобных текстах условных и гипотетических формулировок. Основные синтаксические маркеры таких формулировок могут быть положительными (*when, if, whenever, as long as*) и отрицательными (*unless, except if, but for*). Знание норм и правил перевода подобных конструкций на русский язык позволит переводчику добиться соответствия смысла предложения в переводящем языке смыслу, заложенному автором в исходном языке. Федоров А. В. предлагает три способа перевода предложений, содержащих подобные конструкции (Федоров А. В. Основы общей теории перевода (лингвистические проблемы). М.: ФИЛОЛОГИЯ ТРИ, 2002. С. 312):

- 1) в виде придаточного предложения времени, места, условия,
- 2) в виде деепричастия,
- 3) с помощью существительного с предлогом *при*.

Английские условные предложения обладают рядом особенностей, которые необходимо учитывать при выполнении перевода. Михельсон Т. Н. приводит 4 типа условных предложений с подробным описанием их свойств (Михельсон Т. Н., Успенская Н. В. Практический курс грамматики английского языка. Санкт-Петербург: Специальная литература, 1995. С. 255).

1. Zero Conditional – условные предложения нулевого типа.

Этот тип условных предложений представляет собой очевидные факты, законы природы и научные утверждения. Zero Conditional также используется в инструкциях и указаниях.

2. First Conditional – условные предложения первого типа.

Эти предложения представляют частично реальное условие, которое произойдет, если выполнить то или иное действие.

3. Second Conditional – условные предложения второго типа.

Этот тип условных предложений демонстрирует нереальное или маловероятное действие в настоящем.

4. Third Conditional – условные предложения третьего типа.

Этот тип условных предложений передает нереальное прошлое, то, что уже случилось и не подлежит изменению.

Проанализировав представленный выше теоретический материал, переведем предложение объекта исследования.

Ср.:

A controlled system is called robust, if sufficient stability margins for all perturbed plants up to the worst-case model uncertainty are guaranteed.

Систему управления называют устойчивой, если предел устойчивости гарантирован для всех возмущённых элементов управления, даже в случае наихудшей неопределённости параметров модели.

В данном предложении отчетливо продемонстрирован пример так называемого научного факта. Авторы объекта исследования утверждают, что система управления является устойчивой при гарантии устойчивости для всех элементов управления.

## **2.5 Перевод каузативных конструкций**

Каузативные (побудительные) конструкции довольно часто используются в англоязычных научно-технических текстах и обозначают побуждение объекта к совершению действия или изменению состояния.

Подобные конструкции относятся к категории сложного дополнения и могут вызывать трудности при переводе на русский язык (Никитин М. В. Основы лингвистической теории значения. М.: Высшая школа, 1988. С. 168). Побудительные глаголы (to enforce, to allow, to make) образуют два типа каузативных конструкций, рассмотреть которые можно на примере предложений из объекта исследования.

1. Трехчлен типа глагол + дополнение + инфинитив.

Этот тип каузативных конструкций может быть переведен аналогичной конструкцией в русском языке (Романова С. П., Коралова А. Л. Пособие по переводу с английского на русский. 4-е изд. М.: КДУ, 2008. С. 176).

Ср.:

A respective control axes decoupling is not only convenient for the pilot, it also makes the subsequent controller layout much more intuitive and straightforward.

Соответственное устранение связей между осями управления не только удобно для пилота, но и делает структуру органов управления более интуитивной и понятной.

В приведенном выше примере при переводе на русский язык глагол to make сохраняет свою каузативность и не требует от переводчика структурных трансформаций предложения.

2. Предложная конструкция типа глагол + дополнение + предлог + причастие.

Данный тип каузативных конструкций может потребовать от переводчика прибегнуть к структурным трансформациям предложения, особенно в тех случаях, когда каузативный глагол употреблен в предложной конструкции (Крупнов В. Н. Практикум по переводу с английского языка на русский: учебное пособие для вузов. М.: Высшая школа, 2005. С. 279).

Ср.:

For that reason, the  $\mu\Delta^\Gamma$ -Analysis, which is an enhancement of the  $\mu$ -Analysis allowing for a comprehensive robustness proof w.r.t. a user-defined boundary of compliant stability characteristics, is proposed.

По этой причине был предложен  $\mu\Delta^\Gamma$ - анализ, являющийся улучшенной версией  $\mu$ -анализа и позволяющий проводить исчерпывающие испытания на устойчивость, в том числе и с пользовательскими ограничениями отдельных характеристик стабильности.

В этом примере глагол “allowing for” был переведен на русский язык в виде причастия «позволяющий», но отсутствие в русском языке эквивалента предложной конструкции “allowing for a comprehensive robustness proof” потребовало от переводчика прибегнуть к добавлению слова «проводить». Это решение позволило соблюсти нормы русского языка, однако грамматическая структура предложения при этом изменилась.

Существует три способа перевода английских каузативных конструкций, позволяющих соблюсти нормы русского языка, не нарушив при этом смысла, заложенного автором оригинального текста (Дмитриева Л.Ф., Кунцевич С.Е., Мартинкевич Е.А, Смирнова Н.Ф. Английский язык. Курс перевода. Издание второе. Ростов-на-Дону: Издательский центр «МарТ», 2008. С. 246-247). Все три способа можно рассмотреть на примере предложений из объекта исследования.

1. Перевод с помощью аналогичной каузативной конструкции.

Ср.:

The niching (or crowding distance) concepts developed for genetic algorithms allow (i) to keep multiple, highly fit, but significantly different solutions in a generation, and (ii) help to avoid premature convergence to local minima.

Узконаправленные (вытесняющие расстояние между значениями) концепты, разработанные для внедрения в генетические алгоритмы, позволяют, во-первых, поддерживать всеобъемлющее, высокое соответствие критериям оценки, показывая при этом, однако, значительно отличные

результаты расчётов, а во-вторых – помогают избежать преждевременного схождения точек локального минимума.

В данном примере конструкцию “allow to keep” можно перевести на русский язык аналогичной каузативной конструкцией «позволяют поддерживать», не прибегая при этом к структурным трансформациям предложения.

2. Перевод частью сложноподчиненного придаточного предложения.

Ср.:

The blue bars indicate that parameters are allowed to deviate up to about 75% from nominal before a violation of any of the assessment criteria occurs.

Синие планки индикаторов сигнализируют о том, что значения параметров могут отклониться от номинальных на 75%, не нарушая при этом критериев оценки.

3. Перевод простым предложением.

Ср.:

However, sufficient for MIL-Level 1 flying qualities, also an instability featuring a long time-to-double of the spiral mode is permitted.

Однако для предпочтительных лётных характеристик этого контура также допустимо длительное удвоение амплитуды при спиральном движении.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Английский научно-технический текст является кладезью знаний для переводчиков всех возрастов и уровней квалификации. Несмотря на лаконичность содержания, строгую организацию текста и отсутствие средств художественной выразительности, он воплощает в себе целый ряд грамматических и лексических трудностей, а также узкие области специализации, для понимания которых переводчику необходимо ознакомиться с определенным количеством учебных пособий, тематических словарей и научных работ.

Представленное в данной выпускной квалификационной работе исследование ставит цель продемонстрировать трудности перевода английского научно-технического текста на примере книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» авторов Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos.

При подготовке методологической основы выпускной квалификационной работы был изучен ряд теоретической литературы, включающей в себя учебники по техническому переводу (Смекаев В. П., Макеева М. Н., Пумпянский А. Л.) и словари технических терминов (Девнина Е. Н., Гольдберг А. С.). Не менее важно отметить пособия, которые использовались в качестве теоретической базы по представленной в работе области знания – разработке систем управления летательными аппаратами. Это учебник «Системы управления летательных аппаратов» авторов Воробьев В. В., Киселев А. М., Поляков В. В. (Воробьев В. В., Киселев А. М., Поляков В. В. Системы управления летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС. М.: Издательство ВВИА имени профессора Н. Е. Жуковского, 2008) и учебное пособие Давыдова И. Е. «Системы управления ЛА» (Давыдов И. Е. Системы управления ЛА. Самара, 2013).

В первой главе выпускной квалификационной работы описаны грамматические трудности перевода английского научно-технического текста. На примере предложений из объекта исследования продемонстрированы случаи частого употребления авторами оригинального текста неличных форм глаголов и пассивных конструкций, а также широкое применение приема номинализации. Для перевода и описания явления номинализации были изучены теоретические материалы по теории перевода авторов Комиссаров В. Н., Бархударов Л. С., Бреус Е. В. Основными источниками информации при изучении способов перевода неличных форм глаголов и пассивных конструкций стали работы Швейцера А. Д. и Нелюбина Л. Л.

Во второй главе выпускной квалификационной работы описаны лексические трудности перевода английского научно-технического текста. Их внушительное количество обусловлено целым рядом причин, в числе которых не только специфика описываемой в тексте области знания, но и отсутствие в русском языке многих конструкций, свойственных английскому языку. Основной проблемой при переводе профессиональных текстов является терминология, присущая тематике, описываемой в переводимом тексте. Для адекватного перевода узкоспециальных терминов и объяснения необходимости выбрать то или иное значение был использован англо-русский словарь по электротехнике и электроэнергетике авторов Лугинский Я. Н., Фези-Жилинская М. С., Кабиров Ю. С., а также пособия Станиславского А. Р. и Ванникова Ю. В. Для перевода сокращений и аббревиатур, а также многокомпонентных терминов были использованы словари авторов Гольдберг А. С. и Малявская Г. Р. Описание способов перевода гипотетических формулировок и каузативных структур основано на работах Федорова А. В., Сергевниной В. М. и других отечественных авторов.

Полный перечень работ, составивших методологическую основу исследования, доступен в списке использованных источников.

Анализируя изученный материал, примеры из объекта исследования и информационный ресурс, использованный при выполнении данной выпускной квалификационной работы, можно сделать вывод, что трудности перевода английского научно-технического текста все еще являются актуальной темой в профессиональном переводе и ставят перед переводчиком ряд вопросов, требующих комплексного исследования. При изучении объекта исследования, книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» авторов Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos был обнаружен ряд грамматических и лексических трудностей, свойственных научно-техническому тексту. Данная работа посвящена их комплексному исследованию методом сравнительно-сопоставительного анализа.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Апполова, М. А. Specific English (Грамматические трудности перевода) [Текст]: учебное пособие / М. А. Апполова. – М.: Международные отношения, 1977. – 110 с.
- 2 Богословский, С. В., Дорофеев, А. Д. Динамика полета летательных аппаратов [Текст]: учебное пособие / С. В. Богословский, А. Д. Дорофеев. – СПб.: ГУАП, 2002. – 13 с.
- 3 Борковский, А. Б. Англо-русский словарь по программированию и информатике [Текст]: терминологический словарь / А. Б. Борковский. – М.: Московская международная школа переводчиков, 1992.
- 4 Бреус, Е. В. Теория и практика перевода с английского языка на русский [Текст]: учебное пособие, часть 1 / Е. В. Бреус. – М.: Издательство УРАО, 2003. – 39 с.
- 5 Ванников, Ю. В. Типы научных и технических текстов и их лингвистические особенности [Текст]: методическое пособие / Ю. В. Ванников. – М.: Всесоюзный центр переводов, 1985. – 52 с.
- 6 Выгонская, Л. Н., Корнеева, М. С., Миндели, Е. И. Неличные формы глагола в научном тексте [Текст]: учебное пособие / Л. Н. Выгонская, М. С. Корнеева, Е. И. Миндели. – М.: 2013. – 2 с.
- 7 Галкина, Е. Н. Перевод аббревиатур и акронимов на русский язык [Текст]: учебное пособие / Е. Н. Галкина. – М., 2005. – 17 с.
- 8 Гольдберг, А. С. Англо-русский энергетический словарь [Текст]: терминологический словарь / А. С. Гольдберг. – М.: Руссо, 2006.
- 9 Гончаров, Б. А. К вопросу о типологии и переводе сокращений в англоязычной научно-технической литературе [Текст]: учебное пособие / Б. А. Гончаров. – Киев, 1991. – 145 с.
- 10 Гринев-Гриневиц, С. В. Терминоведение [Текст]: учебное пособие / С. В. Гринев-Гриневиц. – М.: Академия, 2008. – 304 с.

11 Девнина, Е. Н. Большой англо-русский и русско-английский авиационный словарь [Текст]: терминологический словарь / Е. Н. Девнина. – М.: Живой язык, 2011.

12 Дмитриева, Л. Ф., Кунцевич, С. Е., Мартинкевич, Е. А., Смирнова, Н. Ф. Английский язык. Курс перевода. Издание второе [Текст]: учебное пособие / Л. Ф. Дмитриева, С. Е. Кунцевич, Е. А. Мартинкевич, Н. Ф. Смирнова. – Ростов-на-Дону: Издательский центр «МарТ», 2008. – 246-247 с.

13 Жигadlo, В. Н. Современный английский язык. Теоретический курс грамматики [Текст]: учебник / В. Н. Жигadlo, И. П. Иванова, Л. Л. Иофик. – М.: Издательство литературы на иностранном языке, 1956. – 349 с.

14 Захарова, О. Л., Кирсанова, Ю. А., Книга Е. В., Жаринов И. О. Алгоритмы и программные средства тестирования бортовых цифровых вычислительных систем интегрированной модульной авионики [Текст]: научная статья / О. Л. Захарова, Ю. А. Кирсанова, Е. В. Книга, И. О. Жаринов. – СПб: Информационно-управляющие системы, 2014, №3. – 19-29 с.

15 Зражевская, Т. А., Беляева, Л. М. Трудности перевода с английского на русский язык (на материале газетных статей) [Текст]: научное пособие / Т. А. Зражевская. – М.: Международные отношения, 1972. – 110 с.

16 Зубова Л. Ю. Английские медицинские аббревиатуры как часть профессиональной языковой картины мира на фоне их русских и французских аналогов [Текст]: диссертация / Л. Ю. Зубова. – Воронеж, 2009. – 40 с.

17 Касарес, Х. Введение в современную лексикографию [Текст]: научное пособие / Х. Касарес. – М.: Издательство иностранной литературы, 1958. – 71 с.

18 Кипнис, И. Ю. Грамматические особенности перевода английского научно-технического текста [Текст]: грамматический справочник / И. Ю. Кипнис и С. А. Хоменко. – Минск: БНТУ, 2010. – 122 с.

19 Кияк, Т. Р. Лингвистические аспекты терминоведения [Текст]: учебное пособие / Т. Р. Кияк. – Киев: УМКВО, 1989. – 8 с.

20 Клименко, А. В. Ремесло перевода [Текст]: практический курс / А. В. Клименко. – М.: Восток-Запад, АСТ, 2007. – 431 с.

21 Колшанский, В. Г. Логика и структура языка [Текст]: научное пособие / В. Г. Колшанский. – Москва, 2012. – 170 с.

22 Комиссаров, В. Н. Теория перевода (лингвистические аспекты) [Текст]: учебник / В. Н. Комиссаров. – М.: Высшая школа, 1990. – 253 с.

23 Кричевский, С. В. Аэрокосмическое моделирование: междисциплинарный анализ [Текст]: научная статья / С. В. Кричевский. – М.: URSS, 2012. – 275 с.

24 Крупнов, В. Н. Практикум по переводу с английского языка на русский: учебное пособие для вузов [Текст]: учебное пособие / В. Н. Крупнов. – М.: Высшая школа, 2005. – 27 с.

25 Лугинский, Я. Н., Фези-Жилинская, М. С., Кабиров, Ю. С. Англо-русский словарь по электротехнике и электроэнергетике [Текст]: терминологический словарь / Я. Н. Лугинский, М. С. Фези-Жилинская, Ю. С. Кабиров. – М., 1999.

26 Львовская, З. Д. Современные проблемы перевода [Текст]: монография / З. Д. Львовская. – М.: URSS, 2018. – 114 с.

27 Малявская, Г. Р. Русско-английский словарь инженерно-технических терминов [Текст]: терминологический словарь / Г. Р. Малявская. – М.: Ассоциация строительных вузов (АСВ), 2000.

28 Марусенко, М. А. О формировании словника словаря статистически-устойчивых научно-технических терминов [Текст]: научная статья / М. А. Марусенко. – Л.: Издательство ЛГУ, Структурная и прикладная лингвистика, выпуск 2, 1983. – 82 с.

29 Михельсон, Т. Н., Успенская, Н. В. Практический курс грамматики английского языка [Текст]: учебное пособие / Т. Н. Михельсон, Н. В. Успенская. – Санкт-Петербург: Специальная литература, 1995. – 255 с.

30 Нелюбин, Л. Л. Введение в технику перевода [Текст]: учебное пособие / Л. Л. Нелюбин. – М.: Наука, 2009. – 164-165 с.

31 Никитин, М. В. Основы лингвистической теории значения [Текст]: учебное пособие / М. В. Никитин. – М.: Высшая школа, 1988. – 168 с.

32 Нойберт, А. Прагматические аспекты перевода [Текст]: научная статья / А. Нойберт. – М.: Международные Отношения, 1978. – 232 с.

33 Паршин, А. Н. Теория и практика перевода [Текст]: учебное пособие / А. Н. Паршин. – Санкт-Петербург: СГУ, 1999. – 202 с.

34 Пекарская, Л. А. Речевое функционирование составных терминов [Текст]: диссертация / Л. А. Пекарская. – Горький, 1979. – 25 с.

35 Пронина, Р. Ф. Перевод английской научно-технической литературы [Текст]: учебное пособие для вузов / Р. Ф. Пронина. – М.: Высшая школа, 1986. – 9 с.

36 Раскин, В. В. К теории языковых подсистем [Текст]: научное пособие / В. В. Раскин. – М., 1971. – 350 с.

37 Ревзин, И. И., Розенцвейг, В. Ю. Основы общего и машинного перевода [Текст]: учебное пособие / И. И. Ревзин, В. Ю. Розенцвейг. – М.: Высшая школа, 1964. – 68 с.

38 Реформатский, А. А. Введение в языковедение [Текст]: учебник / А. А. Реформатский. – М.: Аспект Пресс, 1996. – 60 с.

39 Романова, С. П., Коралова, А. Л. Пособие по переводу с английского на русский [Текст]: учебное пособие / С. П. Романова, А. Л. Коралова. 4-е изд. – М.: КДУ, 2008. – 176 с.

40 Свищев, Г. П. Авиация: Энциклопедия [Текст]: энциклопедия / Г. П. Свищев. – М.: Большая Российская Энциклопедия - ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского, 1994. – 550 с.

41 Светлова, К. И. Некоторые случаи употребления пассивных конструкций в техническом тексте [Электронный ресурс]: Иркутский национальный исследовательский технический университет. – Режим доступа: [www.istu.edu/images/docs/Svetlova.doc](http://www.istu.edu/images/docs/Svetlova.doc), свободный. – Заглав. с экрана.

42 Сергевнина, В. М. О методике выделения терминов [Текст]: учебное пособие / В. М. Сергевнина. – Горький: ГГУ, 1982. – 46-53 с.

43 Станиславский, А. Р. Перевод многозначных терминов в технических текстах [Текст]: научная статья / А. Р. Станиславский. – М.: Международный научно-инновационный центр. Филология и литературоведение, 2014. № 1. – 5 с.

44 Судовцев, В. А. Научно-техническая информация и перевод: пособие по английскому языку для технических вузов [Текст]: учебник / В. А. Судовцев. – М.: Высшая школа, 1989. – 62 с.

45 Сыроваткин, С. Н. Теория перевода в аспекте функциональной лингвосемиотики [Текст]: учебное пособие / С. Н. Сыроваткин. – Калинин: Калининский государственный университет, 1978. – 84 с.

46 Федоров, А. В. Основы общей теории перевода (лингвистические проблемы) [Текст]: научная статья / А. В. Федоров. – М.: ФИЛОЛОГИЯ ТРИ, 2002. – 312 с.

47 Швейцер, А. Д. Теория перевода: статус, проблемы, аспекты [Текст]: научное издание / А. Д. Швейцер. – М.: Наука, 1988. – 212 с.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

### Оригинал фрагмента книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» (Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos)

#### Part I

#### Guidance and Control

Abstract. It is a well-known fact that the General Aviation (GA) sector exhibits a significant higher accident rate compared to common transport aircraft (airliners). This is caused by two major reasons: First, pilots of General Aviation Aircrafts commonly show a relatively low training level and a small number of flight hours compared to airliner (ATPL) pilots. Thus, their flight experience and hazard awareness is in general strictly limited. Second, General Aviation Aircraft usually are not equipped with various well-proven safety enhancing assistance systems like an active Fly-by-Wire Flight Control System (FbW FCS), as it is state of the art in current transport aircraft. The use of active FbW FCS supports the pilot by providing excellent Flying and Handling Qualities and thus, reducing pilot's workload at the same time by directly generating appropriate control deflections, dependent on the pilot's commands and (measured) flight condition. Unfortunately, this valuable safety increasing systems did not find their way into the General Aviation sector, due to the tremendous costs of typical Fly-by-Wire control technology. The continuation of the project "Future Small Aircraft (FSA)" at the Institute of Flight System Dynamics of the Technische Universität München comprises the development of active FbW FCS with the primary objective to provide excellent Flying and Handling Qualities to yield best possible pilot's assistance for General Aviation Aircraft. The robustness proof is mandatory for GA aircraft due to the present considerable model uncertainty owing to the lower affordable modeling efforts.

## **1 Introduction**

By comparison of the accident statistics of General Aviation (GA) versus common transport aircraft (airliners) it becomes immediately obvious that the General Aviation sector exhibits a significant higher rate of accidents (Ref. [1]). This fact is not new and even though the sources are manifold, two main reasons behind may be identified. On the one hand, General Aviation Pilots mostly hold a Private Pilot License (PPL) only and hence, their number of flight hours and thus their experience is commonly considerably limited in contrast to airliner pilots possessing an Airline Transport Pilot License (ATPL). On the other hand, current modern transport aircraft feature a noteworthy higher technical standard providing various beneficial pilot assistant systems in order to support the pilot to fly the aircraft safely and to reduce pilot's workload extensively.

The most important and effective assistant systems, which are well-known as active Fly-by-Wire Flight Control Systems (FbW FCS) intervene directly and actively into the aircraft's control and besides improving and homogenizing flying and handling qualities considerably, they offer a wide range of functionalities including pilot input monitoring, provision of warnings plus limitations and advanced protections. Hence, they increase the passenger, crew and aircraft comfort and safety competently towards the overall ultimate objective "carefree handling".

This valuable safety increase, which has become standard in current transport planes and modern business jets, unfortunately did not find its way into the general aviation sector due to the tremendous cost of typical Fly-by-Wire control technology always requiring complex redundancy and reversionary systems in order to fulfill the strict certification requirements and specifications. However, to achieve a corresponding safety enhancement for GA aircraft and thus, to depress their high accident rates and to protect human lives, the well-proven beneficial functionalities of active Flight Control Systems unquestionably have to be made available and especially affordable for this small airplane class. This applies particularly in the context of the expected significant rise in the number of GA planes and movements

(Ref. [2]), which otherwise would inevitably come along with a further increase in accidents and victims, and this has to be prevented certainly. Consequently, specifically tailored active FbW FCS technology suitable and in particular affordable for GA airplanes has to be matured or developed, respectively, and made available immediately. For instance, recent technological achievements and trends in the field of (miniaturized, efficient and reliable) actuators, sensors and flight control computers (FCC) offer the potential to design more cost-effective active assistance systems to be utilized within future GA planes.

A substantial contribution to this subject is one major objective of the ambitious Technology Research Program “Future Small Aircraft (FSA)” of the Austrian aircraft manufacturer Diamond Aircraft Industries in cooperation with the Institute of Flight System Dynamics of the Technische Universität München. Within this joint multinational Research program concerning upcoming Future Small Aircraft, first a hybrid control concept for longitudinal dynamics has been proposed (Ref. [3]), which currently is extended by the development of an appropriate lateral flight control system (refer to Ref. [4]). Although the control law layout is aimed for the provision of homogeneous excellent handling & flying qualities and thus, highly effective pilot’s assistance, another main focus is set on the elaboration of special processes, tools and hardware requirements/solutions supporting the design of control algorithms which are perfectly adapted to the specific needs of manufacturers of small and medium-sized planes.

Summarized, the development process applied comprises the following main topics:

- 1) elaboration of a generalized controller structure for lateral dynamics suitable for all classical airplane configurations (fixed-wing aircraft with empennage) irrespective of whether a full Fly-by-Wire or “Hybrid Flight Control System” will be implemented, see Ref. [4],

- 2) provision of a corresponding appropriate gain layout methodology, denoted “Model Reference Direct Eigenstructure Assignment” (MR DEA), which is directly

adapted to the generalized controller structure previously introduced in order to determine the gain sets/tables along the entire envelope (Ref. [4]),

3) development of a controller analysis tool for robustness assessment based on a detailed multivariable model uncertainty description and evaluation by means of the Advanced Structured Singular Value  $\mu\Delta^r$  in order to enable a (affordable) strict certification process (main focus of this paper).

Verification, validation and test of the whole development chain will be accomplished by implementation of the lateral controller designed into an state-of-the-art general aviation aircraft simulator (D-SIM-42) and finally, by actually flying the active FbW FCS proposed on the dedicated flying testbed "Fliegender Erprobungsträger", a research aircraft based on a DA-42 NG MPP airframe which was projected, developed and modified at the Institute of Flight System Dynamics of Technische Universität München.

## **2 Development, Integration and Test Environment (along) with Flight Dynamics Modeling**

A small aircraft featuring an active Fly-by-Wire Flight Control System (FbW FCS) represents a new class of general aviation airplanes. By utilizing the benefits of such a system, some basic aircraft design objectives (e.g. inherent static stability and natural damping characteristics) may be shifted to other focuses and thus, the aircraft concept may differ from today's conventional shape. Nevertheless, the novel active FbW FCS must be implemented, demonstrated and tested out within a suitable flying testbed before designing an entire new aircraft configuration relying on such a novel active Flight Control System technology.

For this purpose, the Institute of Flight System Dynamics owns a fully-fledged Flight Control System Development and Integration Environment:

1) a DA-42 Flight Training Device (D-SIM-42 FTD simulator) with extensive capabilities to simulate malfunctions of multiple aircraft systems for design and validation of control laws and pilot in the loop verification,

2) a DA-42 Airframe and Control System Iron Bird for component tests and verification, integration tests for research aircraft and hardware in the loop simulation in connection with the Flight Training Device,

3) and in particular a research aircraft Diamond DA-42 MPP NG (Multi Purpose Platform New Generation), particularly dedicated as in-flight simulator with an Experimental Fly-by-Wire (EFbW) control system, see Fig. 1.



Fig. 1 Research Flying Testbed (DA-42MPP NG) featuring EFbW FCS

With this continuous "end-to-end" development and integration chain at hand, it suggests itself to utilize the Diamond DA-42 aircraft as reference configuration for the control design methodology application and demonstration. For this type of aircraft the feasibility, advantages and reliability of the active FbW FCS for general aviation aircraft will be analyzed, verified and finally (in-flight) proven.

Regarding the functional layout and development of the control system, an appropriate high-fidelity flight simulator for functional testing is of vital importance. The available D-SIM-42 Flight Training Device is equipped with an original glass cockpit, Garmin G1000 Avionics package with primary flight display (PFD) as well as a multi-function display in order to achieve the most realistic cockpit environment. The DA-42 simulator thus represents a perfect tool for functional controller pilot-in-the-loop testing under "real world" conditions. Unfortunately, the D-SIM-42 flight dynamics model as well as all internal signal processing are completely capsuled "black boxes" and entirely isolated from external inputs. Both is adverse for the use of the simulator as design and implementation platform regarding the active FCS to be developed.

For this reason, an independent full-fledged nonlinear six 6 DoF model called “FSD DA-42/FSA 6 DOF Flight Dynamics & Simulation Model” has been implemented using MATLAB / Simulink and the corresponding top-level block structure is depicted in Fig. 2. Particular emphasis was placed on a high-fidelity physical modeling and on an exact reproduction of the dynamics of the D-SIM-42 FTD simulator.

The validation of the FSD DA-42/FSA 6 DOF flight dynamics model was accomplished by systematic simulator flight tests conducted in the D-SIM-42 device (as detailed within Ref. [3]) assuring an excellent matching versus the D-SIM-42 FTD.

### **3 Lateral Flight Control Design Methodology**

#### **3.1 Objectives, Requirements and Derived “Design Philosophy”**

The primary objective of the FSA lateral controller design is to provide excellent homogenous flying/handling qualities along the entire flight envelope in order to reduce pilot's workload significantly when flying the airplane manually. Related intentions are to increase the safety and comfort of passengers and crew together with the efficiency of the aircraft (fuel consumption).

To achieve these goals, it is required to improve and homogenize the stability and command characteristics to shape them intuitive and predictable over the operational envelope and to accomplish an effective gust load rejection. Additionally, the effects of aircraft configuration changes (e.g. one engine inoperative) should automatically be compensated and a further reduction of the pilot's workload should be achieved by partial automation of secondary controls, e.g. spoilers, flaps or thrust setting.

Consequently, the following primary design objectives may be deduced and appointed in terms of our "design philosophy":

- modification of the aircraft's stability characteristics:

1) the basic stability characteristics and thus the flying qualities shall be modified by assignment of "optimal" damping and natural frequency or time constant, respectively, each to the different eigenmodi of the lateral motion. Furthermore, an effective decoupling of roll and yaw axes shall be applied;

- augmentation of the command behavior:

1) Rate Command/Attitude Hold (RC/AH) characteristics w.r.t. roll axis versus Angle of Sideslip (AOS) Command/Zero Lateral Load behavior (yaw axis): The provision of "velocity vector roll" and angle of sideslip command has shown to be very intuitive and predictable for the pilot in combination with attitude hold and zero lateral load factor ( $n_y=0$ ) characteristics, respectively, when the inceptor is released;

2) Feed Forward Path Augmentation: By implementation of a "direct link" feed forward branch each for yaw/roll axis, the aircraft's control sensitivity will be improved by means of "integrator feedback pole" cancellation out of the corresponding command transfer functions in order to obtain a "crisp" common control response;

-decoupling of command inputs (introduction of decoupled "auxiliary control effectors"):

1) to manually initiate a velocity vector roll, the pilot would have to apply coordinated aileron and rudder command and vice versa a pure buildup of sideslip would require adding adequate aileron deflections to the pedal input. This maneuver coordination concerning the decoupling of experimental roll and yaw axes shall be accomplished automatically by means of so-called "auxiliary control effectors". A respective control axes decoupling is not only convenient for the pilot, it also makes the subsequent controller layout much more intuitive and straightforward.

### **3.2 Controller Design**

As described within the previous section, the controller to be developed has to comply with several different objectives. The fulfillment of the specific design

goals is thereby typically associated with the different branches of the controller structure. The overall controller structure is depicted in Fig. 3, a detailed description can be found in Ref. [4].

Generally, the controller consists of the Command Signal Generation providing roll rate and angle of sideslip command signals, the decoupling Yaw and Roll Axis Feedback Controller relying on the calculated commands plus sensor feedbacks generating generalized input variables in terms of demanded roll and yaw control acceleration (normalized control moment w.r.t. the experimental axes) as well as the Control Allocation converting the generalized input variables to equivalent allocated rudder/aileron control surface deflection commands.

The Command Signal Generation path scales, limits and processes the pilot's stick and pedal inputs to yield/provide intuitive stick and pedal characteristics. The Yaw and Roll Axis Controller each basically represents a classical PI-scheme augmented by a direct link path. Accordingly, the relative and absolute damping as well as the natural frequency of the dutch roll, the roll and spiral time constants are adjusted to meet so-called "optimal Level 1\*" flying qualities derived from Ref. [5] and a decoupling of the roll and yaw motion (with regard to the experimental frame, i.e. velocity vector roll / pure sideslip buildup) is realized. The direct link paths are used to ensure a "crisp" roll and angle of sideslip response. The Control Allocation provides a coordinated deflection of rudder and aileron according to the Yaw and Roll Axis Controller outputs  $\dot{p}_e^D$  and  $\dot{r}_e^D$  to ensure a decoupled command behavior relating to the experimental frame.

To ensure proper controller function, high and low frequency measurements have to be available appropriately, as listed in the following table (whereas the "hat-variables" represent not directly measured but estimated signals).

Table 1 Measurement Signals

<i>High Frequency Measurements</i>	<i>Low Frequency Measurements</i>
$n_y, p, r$	$\phi, \theta, (\hat{\gamma})$

The layout of the specific controller gains (feedback, feedforward plus crossfeeds) for a representative set of flight conditions along the envelope is performed by applying Model Reference Direct Eigenstructure Assignment (MR DEA). A detailed description of MR DEA can be found in Ref. [4]. Appropriate controller gain tables holding for the entire flight range were established as follows: For a dense mesh of discrete trim points along the envelope corresponding state space models are generated for each of which a gain set has been computed by the MR DEA method. Based on these gain matrices, a gainscheduled controller covering the whole admissible flight envelope is designed. Furthermore, in case of an air data (dynamic pressure) failure, a “reversionary mode” fixed- gain back-up controller is developed.

#### **4 Robustness Considerations and Proof**

To ensure safe and reliable operation of the controlled aircraft along the entire admissible envelope, it is mandatory to proof/verify/demonstrate that the minimum required closed-loop stability characteristics are guaranteed for all deviations (to be expected/specified) between the real (perturbed) system and the nominal plant plus controller development model. The differences (deviations/errors) between a real system dynamics and the nominal models used for control system design are typically denoted by the term model uncertainty. A controlled system is called robust, if sufficient stability margins for all perturbed plants up to the worst-case model uncertainty are guaranteed. In the past until today, robustness verification for flight control systems within the governmental permission and certification process is adduced via single-inputsingle- output (SISO) phase and gain margins (Nyquist criterion or Nichols “disk margins”, respectively), compare Ref. [6]. However, this is also done for multipleinput-multiple-output (MIMO) systems, e.g. the lateral aircraft dynamics, by applying so-called “bottleneck” single loop cuts (with all other loops closed). Nevertheless, Doyle showed by counterexample (Ref. [7]), that a single-cut (SISO) robustness proof of a MIMO system is basically not sufficient. In

contrast, sufficient and non-conservative evidence of robustness for a MIMO system can be provided by means of the “Structured Singular Value (SSV,  $\mu$ -Analysis) see Ref. [8]. Hence, an innovative advancement of the  $\mu$ -Analysis in order to prove “robust compliance” w.r.t. user-defined specific “stability characteristics borders”, will be introduced.

#### **4.1 Introduction of Robust Compliance and $\mu\Delta^\Gamma$ -Analysis**

The  $\mu$ -Analysis provides a sufficient evidence of robust stability for a controlled system (Ref. [8]). That is, via the structured singular value  $\mu$  it can be assured that for a specified set of model uncertainties no pole/eigenvalue of a nominal stable system reaches or crosses the imaginary axis of the complex plane and thus, the system will remain stable.

From a flight dynamics point of view, the imaginary axis is commonly not decisive for sufficient flying qualities and hence, not relevant for adequate stability and robustness characteristics. For example, the spiral mode of an aircraft with a control and stability augmentation system (CSAS) should preferably be neutral stable for excellent flying qualities (“MIL-Level 1\*”). However, sufficient for MIL-Level 1 flying qualities, also an instability featuring a long time-to-double of the spiral mode is permitted (Ref. [5]). A verification of robustness with respect to a neutral or bounded unstable spiral mode using classical  $\mu$ -Analysis is not possible due to the nominal stability precondition and the imaginary axis reference. Therefore, in order to demonstrate adequate robustness properties w.r.t. sufficient flying and handling qualities, e.g. allowing an unstable spiral pole meeting the time-to-double limit, the robust compliance and the  $\mu\Delta^\Gamma$ -Analysis is proposed.

The  $\mu\Delta^\Gamma$ -Analysis does not refer to the imaginary axis as stability border, but evaluates the stability characteristics in relation to a user-defined border  $\Gamma$  within the complex plane. In direct analogy to the imaginary axis as stability border for robust stability, we define (robust compliance): If all poles/eigenvalues of a linear time-invariant system are to the left of the user specified border  $\Gamma$  for all perturbed plants,

the system fulfills the required robust stability characteristics and is called robust compliant. If at least one pole/eigenvalue lies on (or to the right of) the specified robustness bound, the system is not robust compliant, i.e. non-compliant. In Fig. 4, the concept of compliance and non-compliance in analogy to stable and unstable are illustrated.

The execution of a robustness analysis for a MIMO linear time-invariant dynamic system via the  $\mu\Delta^\Gamma$ -Analysis is based on a standard structure of the robust control theory, the  $M\Delta$ -Structure (Fig. 5), compare Ref. [8], [9] et al. The  $M\Delta$ -Structure yields the partition of known system parts (plant and controller)  $M$  ( $G, K$ ) and uncertainties  $\Delta$ .

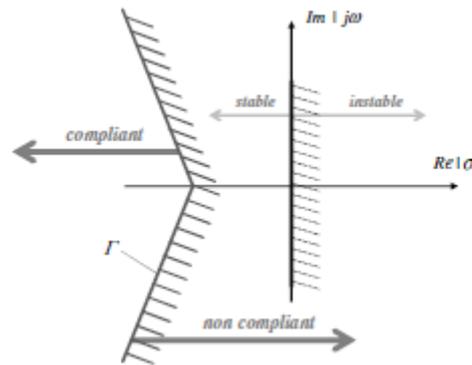


Fig. 4 Compliant and non-compliant

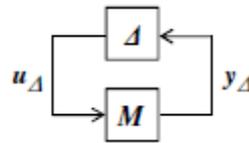


Fig. 5  $M\Delta$ -Structure

In correspondence to the definition of the structured singular value  $\mu$  (Ref. [8]),  $\mu\Delta^\Gamma$  for the analysis of robust compliance (RC) is defined as follows:

- definition  $\mu\Delta^\Gamma$ : If  $\Gamma$  is the user-defined bijective compliance border and if for the  $M\Delta$  -Structure is true:

1)  $M^{(\Gamma)}$  and  $\Delta^{(\Gamma)}$  are complex matrixes for every point of the compliance border  $\Gamma$  (Index  $S^\Gamma$ );

2)  $\Delta^{(\Gamma)} \in \Delta$  при  $\Delta = \{\text{diag}(\delta_1 I_{l_1}, \dots, \delta_k I_{l_k}, \Delta_1, \dots, \Delta_k) \mid \delta^i \in \mathbb{C}, \Delta^j \in \mathbb{C}^{m_j \times m_j}\}$ , the structured singular value  $\mu\Delta^\Gamma$  of the matrix  $M$  is for every point of the compliance

border  $S^\Gamma = \delta^\Gamma(\omega) + j\omega$  with  $\omega \in (-\infty; +\infty)$  (for the analysis of robust compliance) defined as follows:

$$\mu_{\Delta^\Gamma}(\mathbf{M}_{(s^\Gamma)}) := \begin{cases} \left( \min \{ \bar{\sigma}(\Delta_{(s^\Gamma)}) \mid \det(\mathbf{I} - \mathbf{M}_{(s^\Gamma)} \Delta_{(s^\Gamma)}) = 0 \} \right)^{-1} \\ 0 \mid \det(\mathbf{I} - \mathbf{M}_{(s^\Gamma)} \Delta_{(s^\Gamma)}) \neq 0, \forall \Delta \in \underline{\Delta} \end{cases} \quad (1)$$

The proof of robust compliance via the structured singular value  $\mu_{\Delta^\Gamma}$  of a nominal compliant linear time-invariant dynamic system is as follows:

- robust compliance via  $\mu_{\Delta^\Gamma}$ : If  $^\Gamma$  is the user-defined unique compliance border and if for the  $M\Delta$ -Structure is true:

- 1)  $M(S)$  and  $\Delta(S)$  are complex transfer matrixes, which are both compliant, i.e. all poles/eigenvalues of  $M(S)$  and  $\Delta(S)$  lie to the left of the compliance border;
- 2)  $\Delta(S)$  is a structure block diagonal uncertainty matrix conform with  $\delta(\Delta(S)) \leq 1$ ,  $\forall S = \delta + j\omega$  c  $\delta = \delta^\Gamma(\omega)$ , the closed  $M\Delta$ -Structure is robust compliant (fulfills robust compliance) for all permitted uncertainties, if

$$\mu_{\Delta^\Gamma}(\mathbf{M}_{(s^\Gamma)}) < 1 \quad \forall \omega. \quad (2)$$

According to the SSV  $\mu$  the direct calculation of  $\mu_{\Delta^\Gamma}$  is not possible, but an upper and lower bound of  $\mu_{\Delta^\Gamma}$  can be determined based on the properties of  $\mu_{\Delta^\Gamma}$ . This is analog to the  $\mu$ -Analysis (Refs. [8], [9]).

A simplified descriptive interpretation of  $\mu_{\Delta^\Gamma}$  and robust compliance is as follows: The roots of  $\det(\mathbf{I} - \mathbf{M}^{(s^\Gamma)} \Delta^{(s^\Gamma)})$  are identical with the poles/eigenvalues of the closed  $M\Delta$ -Structure. If for every point of the compliance border, the equation  $\det(\mathbf{I} - \mathbf{M}^{(s^\Gamma)} \Delta^{(s^\Gamma)})$  is solved, it can be identified if a pole/eigenvalue lies on the borderline. Regarding a nominal compliant system (i.e. all poles/eigenvalues lie to the left of the compliance border) and considering a successively growing uncertainty  $\Delta$ , the smallest  $\Delta$  for which  $\det(\mathbf{I} - \mathbf{M}^{(s^\Gamma)} \Delta^{(s^\Gamma)}) = 0$  holds, can be identified. Thereby  $\Delta$  is measured by means of the maximum singular value  $\delta(\Delta^{(s^\Gamma)})$ . That means that at least one pole/eigenvalue has reached the compliance border. As a result, the structured singular value  $\mu_{\Delta^\Gamma}(\mathbf{M}^{(s^\Gamma)})$  is a measure for the crossing of the compliance border by

a pole/eigenvalue in relation to the uncertainty  $\Delta$ . A large value of  $\mu\Delta^r(M(s^r))$  means “worse robustness characteristics”; a small value of  $\mu\Delta^r(M(s^r))$  means “good robustness properties”. According to the small gain theorem (Ref. [8, 9]) and under the constraint of allowed uncertainties  $\delta(\Delta(s^r)) \leq 1$ , the requirement for robust compliance by  $\mu\Delta^r(M(s^r)) < 1$  follows.

A detailed and comprehensive derivation and proof of the robust compliance as well as the structured singular value  $\mu\Delta^r$  including its properties is done by the authors, but is outside the scope of this paper. The above introduction has no claims of completeness and is only intended to provide a short introduction for the better understanding of the following.

## 5 Linear and Nonlinear Analysis

Finally, a brief linear analysis of the closed loop system is presented to verify the dynamic characteristics of the controlled aircraft and to show the improvement compared to the uncontrolled airplane.

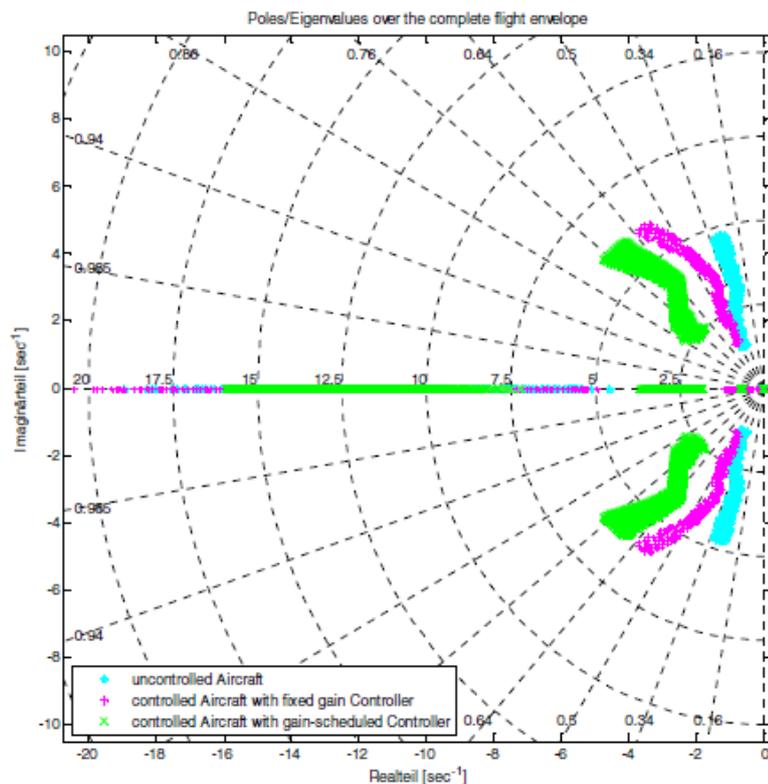


Fig. 11 Poles / eigenvalues in comparison

In Fig. 11, the poles/eigenvalues of the controlled aircraft with the gainscheduled controller, of the controlled aircraft with the fixed gain controller and in addition of the uncontrolled aircraft, are illustrated.

The variation of the roll mode over the envelope is reduced to an acceptable range that provides intuitive flying properties and in particular the high absolute damping, which causes too large control sensitivity (Ref. [11]), is reduced measurably. The position of the dutch roll poles/eigenvalues is changed by the gain scheduled controller to receive an optimal absolute and relative damping and also a higher natural frequency, so that the dutch roll fulfills MIL-Level 1\* properties. In addition, the fixed gain controller improves the dutch roll to get high damping and therefore better flying properties compared to the uncontrolled aircraft. The spiral mode of the uncontrolled aircraft that has stable characteristics is modified by the controller in order to be neutral stable as is required for excellent flying and handling qualities of an aircraft equipped with a control and stability augmentation system (CSAS).

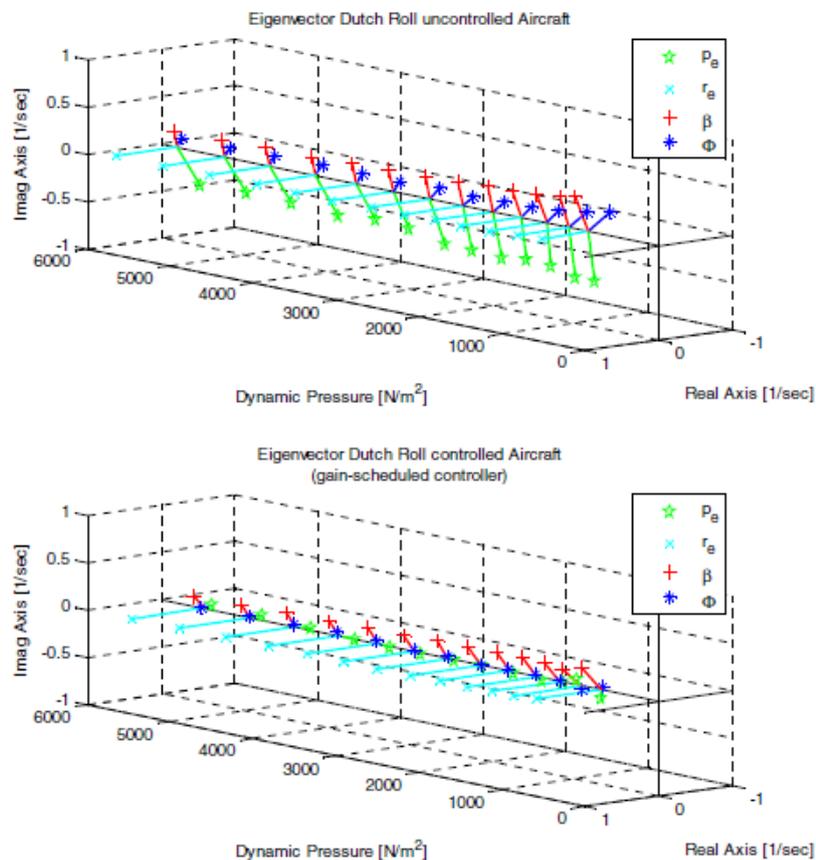


Fig. 12 Eigenvector dutch roll

The requested decoupling of the roll and yaw dynamic, which is an important requirement to generate optimal flying characteristics of aircrafts with a CSAS, is also realized by the gain-scheduled controller. To demonstrate this fact, the dutch roll eigenvector will be analyzed: In Fig. 12, the dutch roll eigenvector of the uncontrolled aircraft and of the aircraft with the gain-scheduled controller is pictured in dependence on the dynamic pressure. The figure clearly shows that the part of the roll rate ( $\dot{\phi}$ ) and the bank angle ( $p_e$ ) of the controlled aircraft is reduced to a minimum and thus the yaw dynamics are decoupled from the roll axis states, as required.

It has been proofed that, in analogy to the dutch roll, the part of the angle of sideslip both of the roll and the spiral mode is also reduced to a minimum. As a result, the roll axis dynamic is decoupled from the angle of sideslip.

The analysis of eigenvalues and eigenvectors demonstrates clearly that the requirements concerning excellent flying properties, particularly the decoupling of the lateral motion, is fulfilled adequately in consideration of the linear model.

Finally, in the following, the fulfillment of these requirements will be confirmed in a nonlinear analysis.

The nonlinear numerical simulation of the controlled aircraft using the gainscheduled controller is performed with the above explained FSD DA-42/FSA 6 DOF simulation model. The aircraft characteristics will be analyzed first for a command in the roll axis ( $p_{ec}$ ), second for an atmospheric disturbance from the side. The analysis of the controlled aircraft is always executed in comparison to the uncontrolled one.

The dynamic behavior of the controlled aircraft with a disconnected squarewave signal of  $p_{ec}$  is shown in the left diagram line of Fig. 13. In comparison to the uncontrolled aircraft, the controlled one performs a coordinated motion in building up and reducing the bank angle as well as in the stationary turn flight. As a result of the automatic coordinated flight, there are almost no effects to the angle of sideslip as required. This is caused by the harmonized controller-demanded rudder and aileron deflection. As is evident, the uncontrolled aircraft (right diagram line of

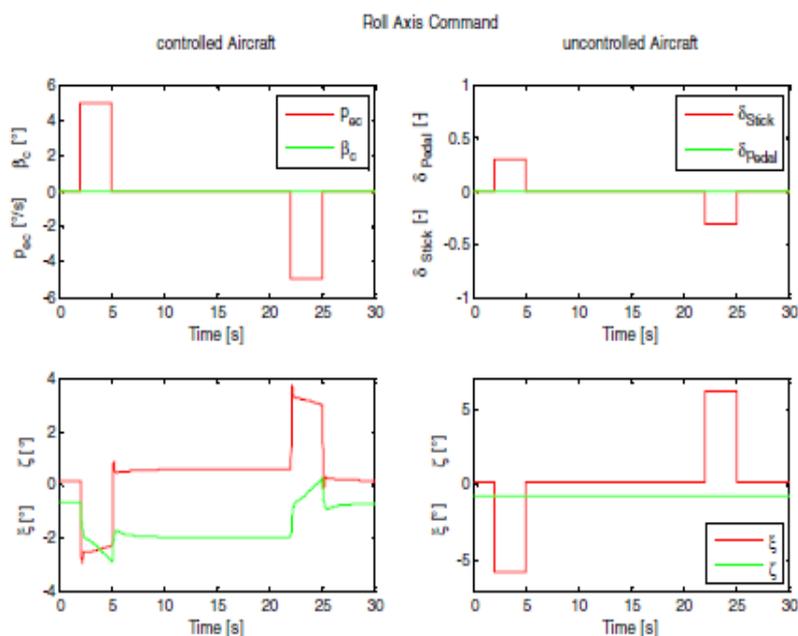
Fig. 13) does not execute a coordinated flight motion for a lateral stick input, thus the pilot workload to generate suchlike behavior is very high.

After the analysis for a  $p_{ec}$ -command has been shown, the atmospheric disturbance will be examined.

The shape of the side wind gust has a “1 – cos” form, see Ref. [5]. The dynamic performance of the aircraft with the gain-scheduled controller is pictured in the left diagram line of Fig. 14. The uncontrolled aircraft behavior caused by the gust is presented in the right diagram line of Fig. 14. In addition, in the lowest diagrams of Fig. 14 the crosswind gust velocity  $V^{wind}$  is shown.

The controller performs coordinated deflection of the ruder and the aileron, which improves the dynamic characteristics of the yaw axis states  $r_e$  and  $\beta$  significantly, because of the better transient response. Furthermore, the automatic surface deflection of the controlled aircraft reduces considerably the effects to the roll axis. The roll rate  $p_e$  is reduced to a minimum and thus the bank angle is almost zero in contrast to the bank angle of the uncontrolled airplane.

The analysis of the disturbance behavior shows that the stability characteristics of the controlled aircraft are superior compared to the characteristics of the uncontrolled one. Because of the improved disturbance response the pilot workload of the controlled aircraft is reduced immensely.



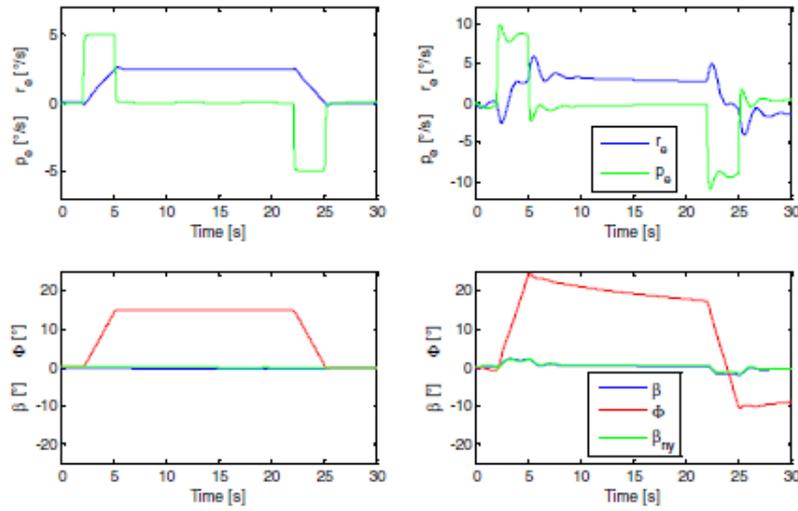


Fig. 13 Comparison of controlled (gain-scheduled controller) and uncontrolled aircraft for roll command

The analysis of the disturbance behavior shows that the stability characteristics of the controlled aircraft are superior compared to the characteristics of the uncontrolled one. Because of the improved disturbance response the pilot workload of the controlled aircraft is reduced immensely.

## 6 Summary / Conclusion

The development of a novel Fly-by-Wire Control System designed to provide excellent flying qualities and pilot's assistance for the lateral dynamics of Future Small (GA) Aircraft has been presented focusing on a sufficient proof of robust compliance.

After introducing the high safety risks in the general aviation sector and the need for improvement by establishing active Flight Control Systems, a controller structure, specifically tailored for excellent flying and handling qualities, as well as a corresponding design methodology has been proposed. Subsequently, a robust compliance verification of the presented control system, which is the main focus of this paper, is presented.

The conventional robustness analysis based on Nichols Charts (single loop cuts) does not guarantee sufficient stability characteristics. For that reason, the  $\mu\Delta^r$ -

Analysis, which is an enhancement of the  $\mu$ -Analysis allowing for a comprehensive robustness proof w.r.t. a user-defined boundary of compliant stability characteristics, is proposed. By means of the  $\mu\Delta^r$ -Analysis, a robustness assessment of the controlled aircraft considering an extensive uncertainty model executed and robust compliance has been verified along the entire envelope.

A linear and nonlinear analysis (simulation) of the controlled aircraft in comparison to the non-augmented aircraft dynamics reveals the potential of the concept presented. The analyses presented highlight the significant improvements concerning the flight and command behavior/characteristics of the aircraft with the active FbW Flight Control System.

### **Application of Optimization-Based Worst Case Analysis to Control Law Assessment in Aerospace**

**Abstract.** The flight control law design assessment problem can be formulated as a robustness analysis problem, where a set of suitably defined assessment criteria must be checked to lie within certain limits for all admissible variations of vehicle parameters, external inputs and all flight conditions. Optimization based worst case analysis can be used to find those parameters/inputs/flight conditions for which the criteria are violated or poorly satisfied. The potential of this approach is its general applicability to any kind of simulation models and scenarios including complex non-linearity in control laws. But in order to confidently assert that no violation of assessment criteria exists, a global optimization problem has to be solved. Especially in case of many assessment criteria, global worst case search can lead to a huge computational effort. However, solving worst case problems as a multi-objective problem can help to reduce the number of computations since all or some of the assessment criteria can be considered simultaneously. Optimization-based approaches can also be used to detect parameter sensitivities on the assessment criteria and can help to find safe parameter regions.

## 1 Introduction

When applying traditional approaches like Monte-Carlo simulations or parameter studies for flight control system (FCS) assessment it is problematic to find confidently weak or even worst cases or to confidently assert that those cases do not exist [14]. Along with the normally huge computational effort necessary for these approaches, this motivated research in [13] to explore the benefits of several new analysis techniques for the assessment analysis of flight control laws, like stability analysis of linear parameter varying systems or optimization based worst case search.

In the latter approach, the assessment problem is formulated as a robustness analysis problem, where a set of suitably defined assessment criteria must be checked to lie above (below) certain bounds for all admissible variations of aircraft parameters, external inputs and all flight conditions. Optimization tools can then be used to find the minimum (maximum) solution indicating whether these bounds are violated or not and the global extremum found is called the worst case. Such an approach was already formulated in [2].

Hence the difficulty in using the optimization based approach does not lie in finding a parameter combination such that a criterion is not satisfied, i.e. to demonstrate that the FCS is not validated, but to confidently assert that a criterion is verified in all cases. That means one has to solve a global optimization problem and the global solution should be found with some reasonable confidence level. A strategy for approaching this is proposed in [12].

There exist several investigations on optimization based assessment regarding different applications and usage of different single objective optimization algorithms, see e.g. [4, 7, 9, 10, 11, 14]. The results clearly demonstrate the high potential of the optimization-based approach in reliably solving assessment problems with many simultaneous uncertain parameters and criteria. The reasons for that are in particular the generality and reliability of the approach without adding conservatism. These advantages also hold for the multi-criteria approach. Since the

assessment process normally requires demonstrating system performance for a whole set of criteria one can expect that the multi-objective approach will reduce computational effort substantially since only one optimization run is necessary to get the required results for all criteria under consideration.

Not only worst-case problems can be solved by means of optimization but also the effect of individual parameter variations on assessment criteria violation can be examined. For this a norm optimization problem has to be formulated with the assessment conditions as constraints.

Moreover using the niching concepts introduced for genetic algorithms [5], regions in the parameter space can be detected where assessment criteria are violated or the system is of weak performance. These parameter regions may be spread over the whole admissible parameter range not only concentrated on the region of convergence to the worst case parameter combination.

In this paper the formulation of assessment and sensitivity problems as optimization problems will be given in sect. 2. The control law assessment process based on this optimization tasks is demonstrated by two aerospace applications. In sect. 3, multi-objective optimization is used to validate eight control law performance criteria of a nonlinear six degrees of freedom time domain simulation model of the VEGA launcher [8]. For this application also the effects of the more than eighty parameters are investigated applying the proposed optimization approaches. The second application is to find regions of reduced performance in the flight envelope of a research FCS for a large civil transport aircraft regarding load limits exceedance (Sect. 4). The development of a fault tolerant FCS including protections is one of the benchmark problems formulated in the FP7 Project RECONFIGURE (Reconfiguration of Control in Flight for Integral Global Upset Recovery) [15].

## 2 Formulation of Assessment Problems as Optimization Tasks

### 2.1 Worst Case Search

Following the approaches in [2, 4, 7, 9, 10, 11, 13] for utilising optimization methods the assessment problem has to be expressed as a scalar objective function  $c(p, d)$  with optimisation parameters  $p$  that are uncertain or varying during operation (e.g. aerodynamic coefficients, aircraft mass, inertia, speed, height or wind parameters, etc.) and discrete conditions  $d$  (e.g. aircraft configuration, landing gear settings, etc.). The components of  $p$  are assumed to be bounded and continuously varying over known intervals, defining a hyper-box  $P$ . The assessment problem can now be formulated as a minimization problem. Let  $C_0(d)$  a lower acceptable value of  $c$  then

$$c_{min}(d) = \min_{p \in P} (c(p, d)) \quad (1)$$

is a measure for the assessment performance. The assessment requirement is fulfilled for condition  $d$  if  $c_{min}(d) \geq c_0(d)$ , otherwise the criterion is not cleared.

This formulation can immediately be extended to several criteria using the theory of Pareto optimality [16, 17]. The following optimization problem has now to be solved

$$\text{minimize } [c_i(p)] \text{ for } i = 1, \dots, m, \text{ s.t. } p_j^L \leq p_j \leq p_j^U, j = 1, \dots, n. \quad (2)$$

If  $c_i(p)$ ,  $p \in P_{Pareto}$  is a solution point of the Pareto-optimal set, the worst case of criterion  $C_i^{wc}$  is given by the minimum over all  $p^*$ :

$$c_i^{wc} = \min_{p^* \in P_{Pareto}} (c_i^*(p^*)). \quad (3)$$

Generally the two most common approaches to solve multiple objective problems are: (1) combine them into a single objective function and obtain a single solution such as in the cases of the weighted sum method or maximum utility functions, or (2) obtain a set of non-dominated Pareto-optimal solutions directly.

The purpose of this study is to demonstrate the usefulness of approach (2) for worst case search problems, where only the extreme values of the Pareto-optimal solution set are of primary interest.

A sophisticated algorithm called NSGA-II based on non-dominated sorting was published by Deb [1]. The objective of the NSGA algorithm is to improve the fit of candidate solutions to a Pareto front with respect to a set of objective functions based on the concept of Pareto-ranking [3] where the fitness of an individual is measured by the number of individuals which dominate it. An individual (set of parameters) A is dominated by an individual B if the all criteria values corresponding to B are less than the criteria values corresponding to A. The Pareto- rank of an individual is then defined as the number of dominating individuals plus one.

The algorithm itself is an instance of an evolutionary algorithm using evolutionary operators including selection, genetic crossover, and genetic mutation. The population is sorted into a hierarchy of sub-populations based on Pareto ranking. The diversity of the members along a Pareto-front is improved by fitness sharing concepts.

The computations of the assessment-study of this paper have been performed by means of DLR's optimization environment MOPS [6]. The algorithm for multiobjective optimization implemented there is a combination of a global exploration mechanism based on non-dominated sorting with a local search algorithm based on gradient-free pattern search. In such a hybrid approach global multi-objective search alternates iteratively with short local single-objective optimization. The following advantages can be expected:

- a deterministic search for each single criterion can provide rapidly good solutions marking the minimum solutions of each criterion,
- improved minima of the individual objectives widen the range of the Pareto-front. This normally speeds up the search of elements of the Paretofront between these points by means of genetic algorithms,
- the minimum value for each criterion is found more precise by means of local search algorithms. This is especially useful for worst case search.

Experiences showed that a multi-objective WCS costs about the same amount on criteria evaluations as a WCS with a single objective only especially when using the hybrid optimization technique. Hence in case of usually several assessment criteria multi-objective WCS can help to reduce computational effort since all or at least some of the assessment criteria can be considered simultaneously in one run.

## 2.2 Regions of Compliance

The problem of finding regions of compliance is of great interest in aerospace in order to get information where a flight envelope should be restricted. In practice, one has to find ranges in the parameter space where system performance is confidently satisfied is of great interest in aerospace in order to get information where a flight envelope should be restricted. A general formulation of this problem at least for simply connected parameter ranges as an optimization problem is:

$$\max[p_i^U - p_i^L], \text{ s. t. } c_j(p) \geq c_j^0, \text{ for all } p \in [p^L, p^U] \quad (4)$$

A multi-objective optimization problem has to be solved with the length of parameter intervals as optimization criteria subject to the constraint that the assessment criteria are satisfied. In general this global optimization problem cannot be solved with reasonable effort at least for many parameters.

Without loss of generality we can assume that the optimization parameters are normalized to  $[-1, 1]$ . Restricting now the range of compliance problem to search for centered equal bounded parameter intervals the following practical formulation of the optimization problem can be made assuming that for  $p = 0$  all assessment criteria are satisfied:

$$\max(\|\bar{p}\|_\infty), \text{ s. t. } c_j \geq c_j^0, \bar{p} \in [-1, 1] \quad (5)$$

Now a single objective optimization has to be solved under the constraint that the assessment criteria are satisfied.

Evolutionary computation offers another concept to find regions of noncompliance, i.e. regions where at least one assessment criterion might be not satisfied. These regions may be disconnectedly spread over the entire parameter range. With classical optimization techniques, which normally converge in some way to the optimal solution, disconnected parameter regions with weak performance cannot be detected safely. The niching (or crowding distance) concepts developed for genetic algorithms allow (i) to keep multiple, highly fit, but significantly different solutions in a generation, and (ii) help to avoid premature convergence to local minima [5].

When niching is applied, the fitness of an individual is calculated as a properly scaled ratio of the objective function value and minimal distance to other individuals in the parameter space. In our optimization environment niching is applied only for single objective problems.

### 2.3 Parameter Effects on Criteria

The knowledge of the parameter effectivity on the assessment criteria is of great interest for the design of robust control laws. The importance of individual parameters for cases where assessment criteria are violated can be estimated by means of the following optimization problem:

$$\min(\|\bar{p}\|_1), \text{ s.t. } c_j < c_j^0, \bar{p} \ni [-1, 1] \quad (6)$$

Again it is assumed that for zero parameter values all assessment criteria are satisfied. Since all components of parameter vector  $p$  contribute to the 1-norm, a minimum can only be achieved when all values of ineffective or less effective parameters tend to zero. Due to the constraints, the more effective parameters achieve nonzero values. The minimum must not be unique. At the global minimum all ineffective parameters are expected to be zero.

### 3 Application Control Law Assessment of a Launcher Vehicle

The assessment analysis performed in this study is based on a standard industrial nonlinear, six degree of freedom simulation model of a launch vehicle which was also the benchmark model in the ESA project “Robust Flight Control System Design Verification and Validation Framework” (ESA AO/1-6322/09/NL/JK). The model describes the VEGA launcher, a new European small launch vehicle developed under the responsibility of ESA, including non-linear actuator dynamics, flight mechanics, aerodynamics, wind input, inertia system and sensors. It is equipped with a full guidance navigation and control system for thrust vector control (TVC) and roll and attitude control (RACS). For assessment studies the model is provided as a black-box simulation model allowing no access to structure and states.

However, the model allows external access to a large number of uncertain parameters regarding aerodynamics, wind, inertial reference system, thrust scattering, mass, center of gravity, inertia, thrust offset and misalignment, atmosphere and separation. In this study the first flight phase with height between 35m and 60km is considered, utilizing 84 uncertainty parameters for assessment. All parameters are scaled to [-1, 1] for external access.

The assessment criteria considered here represent the traditional requirements for TVC and RACS during first flight phase. Eight optimization criteria have been extracted from the compliance matrix regarding lateral control performance and load requirements during flight as well as separation conditions:

- Load requirements are validated via the product of dynamic pressure and angle of attack,  $Q_a$ , depending on Mach (criterion C1);
- Drift of position and speed in y- and z-direction are measured within the entire altitude range of 35m to 60km (criteria C2, C3, C4, and C5);
- Limits on transversal angular acceleration have to be kept during the whole flight phase (criterion C6);

- Transverse angular velocity at separation must be within some limits (criterion C7);
- Total angle of attack at separation (criterion C8).

All criteria are normalized to their limits or envelop bounds such that a violation of the requirement occurs when the criteria values are less than minus one. For a given set of uncertain parameters the first phase of the flight is simulated until separation. The criteria are then calculated from the various outputs provided by the high-fidelity simulation model.

The applicability of multi-objective optimization to such a multi-criteria assessment problem has already been demonstrated in [12]. As a consequence of these results the control law has been retuned in order to get better performance especially for loads criteria C1 making the worst case search much more ambitious even though hybrid optimization techniques have been used now.

Fig. 1 shows the criteria results of one optimization run for the parameter combinations with Pareto rank 1, i.e. those points which are candidate for the Pareto front. It shows that all criteria have improved performance compared to the control law assessed in [12]. However, there are still violations of the assessment bound of -1 for criteria 1 and 7. Moreover it can be seen that there exist parameter combinations where both criteria are violated at the same time.

Following the assessment strategy outlined in [12] to assert that the global worst cases are reached reliably the WCS has been repeated 10 times with different initial and statistical conditions. Applying 10 runs and assuming a success rate of 0.7 for sufficiently approaching the (global) worst cases by one optimization run a confidence level of 99% is achieved.

In all runs no WCS could violate criteria C2 to C6 which therefore can be considered as verified. However, criteria C1, C7 and C8 are violating the assessment bounds at least slightly (C8) in all runs. For these criteria the assessment requirements are therefore still not fulfilled.

The hybrid optimization was performed applying a population size of 200 over 100 generations, yielding 20000 simulations and criteria evaluations for global

search only. The iteratively activated local searches of the hybrid algorithm require on average almost the same amount on evaluations. Such an optimization run with approximately 40000 evaluations takes about 4 hours of computation time on a desktop PC equipped with two Intel® Xeon® Processors X5550 (2.66GHz) when the parallelization features of MOPS were used utilizing 4 workers.

For the overall assessment problem with 8 criteria and 84 uncertain parameters a region of non-compliance was looked for by means of the norm optimization problem formulated by (5). The max-norm optimization results in the maximum parameter interval around zero, normally the nominal case, inside which the assessment criteria are not violated for all parameter combinations, provided that the global minimum was found. Fig. 2 shows the result of an exhaustive optimization run with about 57.000 evaluations, using the genetic optimization method implemented in MOPS. The blue bars indicate that parameters are allowed to deviate up to about 75% from nominal before a violation of any of the assessment criteria occurs.

Parameter sensitivity was investigated by a follow on optimization run now minimizing the 1-norm of the uncertainties where the parameter range is restricted to the maximum magnitude of 0.75 as found before. It is expected that all parameters which have no or only less effect on the criteria will tend to zero. The result is shown by the green bars. Several parameters represented by a large blue bar are not accompanied by green ones; see for example parameters numbered as 19 and 21. This indicates that these parameters have no or only small effect on criteria violations. However, since the parameter region is restricted, a deviation of 75% from nominal is still necessary for more than 30 parameters in order to violate at least one criterion.

When deviations of the whole parameter range are allowed, the optimization problem (6) gives an answer to the question which parameters are the most sensitive ones. An example result of such an optimization is depicted by the brown bars in Fig. 2. Only 10 parameters show a significant deviation from nominal. Hence

parameter deviations of those 10 most sensitive parameters will result in violations of at least one assessment criterion.

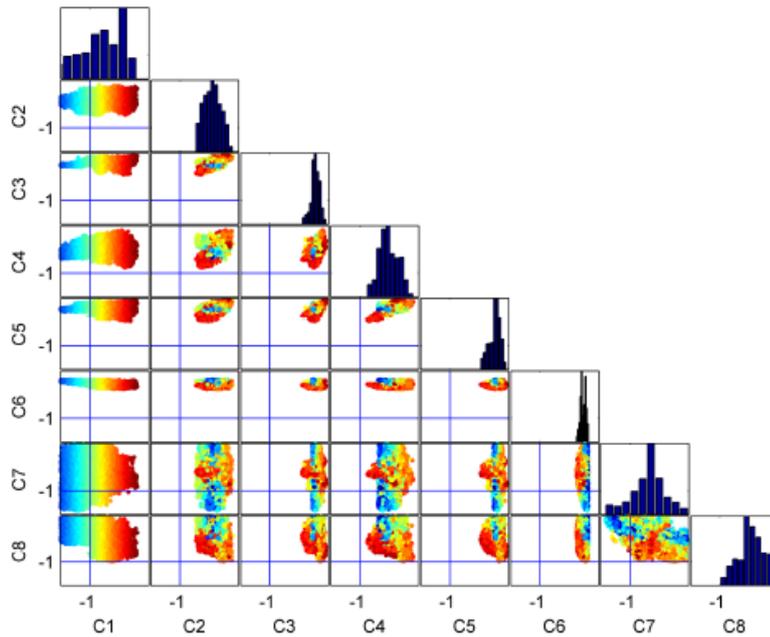
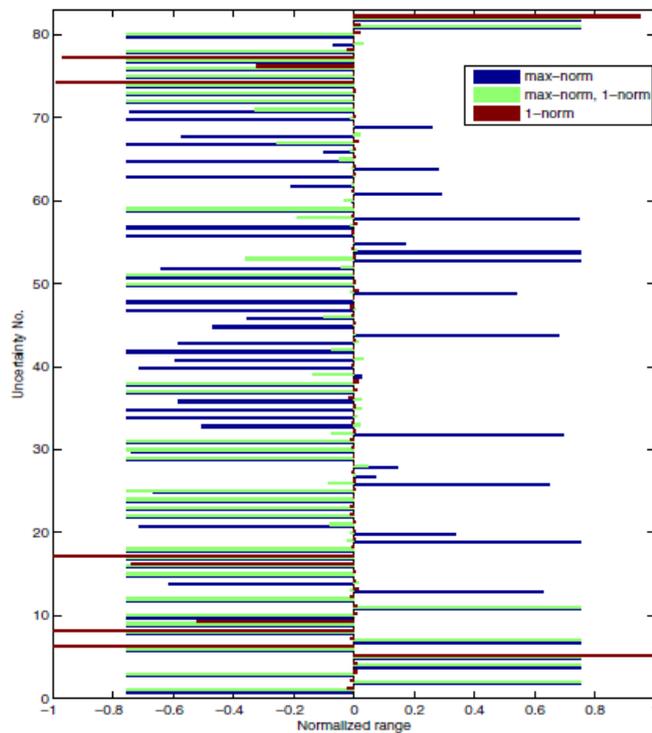


Fig. 1 Two-dimensional section planes of the 8-dimensional Pareto-front for all criteria pairs. The diagrams in the diagonal show the histogram of a single criterion.

Fig. 2 Range of non-compliance found by max-norm optimization and parameter sensitivity found by 1-norm optimization for the launcher vehicle.



## 4 Application of the Niching Concepts to Detect Regions of Non-compliance

For a large commercial aircraft one of the assessment requirements is that normal load should not exceed 2.5g. This property is validated using a high-fidelity industrial aircraft simulation model which is augmented by an experimental FCS including non-linear protection laws to prevent load factor exceedance and to comply with angle of attack, attitude angle or speed limits. WCS is able to keep with such a highly non-linear assessment problem without approximations or simplifications.

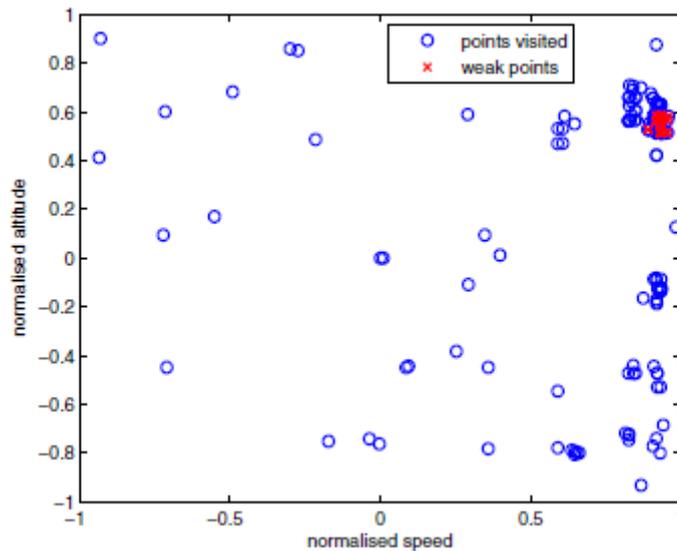


Fig. 3 WCS results indicating points in the normalized flight envelope with weak performance (x) regarding load factor limits of an experimental FCS applying an implementation of a genetic algorithm without niching concepts.

The diagrams in Fig. 3 and Fig. 4 show the results of two different WC searches. Both diagrams depict the points visited during optimization in the normalized flight domain. Points that violate load factor assessment bounds are marked with a red cross. About 200 evaluations have been performed for each optimization run. Fig.3 shows the search result without using niching concepts. The optimizer converges rapidly to a minimum indicating bad performance in a single region around the normalized altitude of 0.6 and high speed. In Fig.4 where the

results with niching are depicted a second region of weak performance can be recognized (normalized altitude about 0). However, the minimum found by the run applying niching concepts is not as small as the one found without niching.

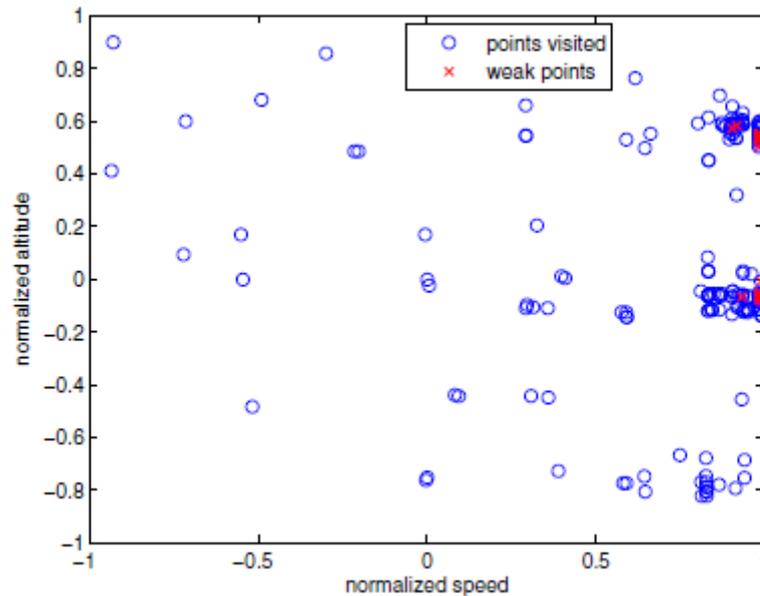


Fig. 4 WCS results indicating points in the normalized flight envelope with weak performance (x) regarding load factor limits of an experimental FCS; application of a genetic algorithm including niching concepts. Two disconnected regions of noncompliance can be detected.

## 5 Conclusions

From these observations and results obtained for the benchmark problems, one can conclude that multi-objective optimization-based approaches can be a valuable part of assessment analysis procedures. While several criteria can be examined in one step, the computational effort does not increase compared to single objective assessment. Furthermore, the detection whether several assessment criteria can be violated simultaneously can only be made by multi-objective considerations.

The concepts of norm minimization with assessment constraints and the niching concept can be effectively used to find regions of noncompliance or to

provide information about regions of safe operation. Moreover, the knowledge of parameter effects on assessment criteria can give useful advice for designing a FCS.

The direct formulation of assessment criteria from simulation results can lead to noisy or even discontinuous objective functions with multiple minima which are difficult to detect. However, genetic search techniques are insensitive to such kind of disturbed criteria and hence are able to solve the worst case search effectively and reliably.

Optimization based worst case search seems to be very 'aggressive' in the sense that it can take advantage out of any possibly incomplete or incorrect modelling of the validation criterion. Hence, unsatisfactory criterion values are not necessarily due to control law weaknesses only. Before identifying a criterion not to be cleared the preconditions have to be verified carefully such as: validity of parameter ranges; completeness and correctness of the models involved (aircraft, controller, criterion); reasonable and realistic maneuvers and according implementations as simulation tasks. Since worst case search often operates at extreme flight conditions in the flight envelope, the validity of the aerodynamic models in those regions is of great importance. Therefore worst case search can not only be applied for assessment of flight control laws but also for verification of design and simulation models.

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Перевод фрагмента книги «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control» (Joël Bordeneuve-Guibé, Antoine Drouin, Clément Roos)

#### Часть 1

#### Система наведения и управления

Аннотация. Всем известно, что сектор малой авиации показывает значительно больший коэффициент аварийности, чем сектор гражданской авиации. Этому служат две основные причины: во-первых, пилоты малой авиации обычно обладают значительно меньшим уровнем квалификации, а также меньшим количеством полётных часов, чем пилоты гражданских авиалайнеров. Таким образом, их опыт и осведомлённость об опасности резко ограничены. Во-вторых, самолёты малой авиации обычно не оснащены проверенными временем вспомогательными системами обеспечения безопасности, такими как активная электродистанционная система управления летательным аппаратом, которая является последним словом техники в современной транспортной авиации. Использование активной системы электродистанционного управления помогает пилоту, обеспечивая отличные характеристики полёта и управляемости и, таким образом, сокращает рабочую нагрузку пилота, прямо производя необходимое отклонение рычага управления на основании команд пилота и собственных измерений полётной среды. К сожалению, эта система не была реализована в малой авиации в силу невероятно высокой стоимости стандартной технологии электродистанционного управления. Продолжение работы над проектом “Будущее Малой Авиации” в Институте развития летательных систем Мюнхенского технического университета включает в себя развитие активной системы электродистанционного управления, основной целью которой

является обеспечение отличных характеристик полёта и управляемости для достижения максимально возможного содействия пилотам малой авиации. Доказательство устойчивости особенно важно для самолётов малой авиации, так как на сегодняшний день, из-за необходимости более дешёвой программы моделирования, имеет место существенная неопределённость параметров.

## **1 Введение**

При сравнении аварийной статистики гражданской авиации и авиации общего пользования (рейсовых авиалайнеров) становится очевидным, что сектор гражданской авиации демонстрирует более высокий коэффициент аварийности (Прил. 1). Этот факт не нов, и, хотя причины многочисленны, можно выделить из них две основные. Во-первых, пилоты гражданской авиации в большинстве случаев обладают лишь частной летной лицензией, а следовательно часы полетов и, соответственно, опыт у них значительно меньше, чем у пилотов рейсовых авиалайнеров, владеющих лицензией пилота авиалиний. Во-вторых, современные транспортные самолёты обладают заметно более высокими техническими стандартами, включающими в себя различные полезные системы помощи пилоту, нацеленные на оказание содействия при управлении и значительное сокращение трудовой нагрузки.

Самые важные и эффективные вспомогательные системы, известные как электродистанционные активные системы управления полётом, установлены прямо в панель управления воздушным судном, и обеспечивают, помимо значительного улучшения характеристик полета и управляемости, широкий спектр функциональных возможностей, включая мониторинг отклонения пилотом рычага управления, средства оповещения и ограничения, а также расширенные средства защиты. Следовательно, они основательно повышают уровень комфорта и безопасности пассажиров, экипажа и всего воздушного судна, обеспечивая конечной целью так называемое “безопасное пилотирование”.

Это значительное повышение уровня безопасности, ставшее стандартом в современных транспортных самолётах и самолётах бизнес-класса, к сожалению, не было реализовано в гражданской авиации в силу колоссальной стоимости стандартной технологии электродистанционного управления полетом, требующей сложной системы запаса и резервирования мощности, для прохождения жестких сертификационных требований и условий. Однако, чтобы добиться соответствующего повышения уровня безопасности в самолетах общего пользования и, таким образом, снизить коэффициент аварийности и защитить жизни людей, хорошо зарекомендовавшие себя вспомогательные системы активного управления полётом бесспорно должны стать доступными, а главное подъемными с финансовой точки зрения для этого класса летательных аппаратов. Это частично актуально в контексте ожидаемого значительного увеличения количества и полётов самолетов гражданской авиации, что в противном случае непременно повлечет за собой увеличение количества аварийных случаев и жертв, а это бесспорно должно быть предотвращено. Поэтому подходящая, а главное доступная по цене специально приспособленная технология электро-дистанционного управления полетом должна быть продумана или развита, и, соответственно, должна стать немедленно доступной. Например, последние технические достижения и тренды в области (миниатюрных, эффективных и надежных) рулевых агрегатов, датчиков и ЭВМ управления полетом делают возможным создание более экономичных активных систем помощи в управлении для реализации в будущих поколениях самолетов гражданской авиации.

Существенным вкладом в этом направлении является задача, стоящая перед амбициозной технико-исследовательской программой “Малая Авиация Будущего” австрийского производителя самолетов Diamond Aircraft Industries в сотрудничестве с Институтом развития летательных систем Мюнхенского технического университета. В рамках совместной международной исследовательской программы, посвященной грядущей малой авиации будущего, для динамики продольного движения в первую очередь

была предложена концепция комбинированного управления, которая сегодня расширена из-за развития соответствующей системы контроля бокового полёта. И хотя схема алгоритма управления предназначена для обеспечения однотипной высококлассной управляемости и пилотажных характеристик и, таким образом, высокоэффективного содействия пилоту, другой основной целью является разработка специальных процессов, требований/решений для инструментов и оборудования, поддерживающих схему алгоритмов управления, полностью приспособленных под конкретные требования производителей самолетов малого и среднего размера.

В итоге, установленный процесс развития включает в себе следующие основные положения:

- разработка универсальной системы управления для динамики поперечного движения, подходящей ко всем известным конфигурациям летательных аппаратов (летательные аппараты с неподвижным крылом и хвостовым оперением), независимо от того, будут ли в них реализованы всережимная электродистанционная или комбинированная системы управления ЛА,

- внедрение соответствующих и подходящих положений по разработке средств усиления управления, согласно Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры, применяемой непосредственно к универсальным структурам органов управления, представленным ранее с целью определения показателей/коэффициентов усиления по диапазону работы вышеуказанных,

- разработка средств анализа органов управления для оценки надежности, основанных на детальном многоаспектном описании и оценке неопределенности параметров модели, посредством передовых структурированных сингулярных вычислений, с целью обеспечить (финансово доступный) строгий сертификационный процесс (что является основным ориентиром этой научной работы).

Осуществление контроля, утверждения и тестирования на всех этапах развития будет выполняться путем внедрения созданной поперечной системы

управления в современный симулятор самолета гражданской авиации(D-SIM-42) и, в конечном счете, полетом на специально сконструированном экспериментальном летательном аппарате "Fliegender Erprobungsträger" с активной электродистанционной системой управления, являющимся исследовательским воздушным судном на базе DA-42 NG MPP, спроектированным, разработанным и модифицированным в Институте развития летательных систем Мюнхенского технического университета.

## **2 Разработка, компоновка и создание условий тестирования при помощи (на основании) моделирования динамических факторов полёта**

Самолеты малого размера, оснащенные активной электродистанционной системой управления, представляют собой новый класс самолетов гражданской авиации. При оптимизации положительных качеств данной системы некоторые проектные параметры основных вариантов компоновки воздушного судна (коэффициент собственной устойчивости и характеристики демпфирования по умолчанию) могут быть рассмотрены под другим углом и, таким образом, конструкция летательного аппарата будет отличаться от традиционной.

Тем не менее, перед разработкой совершенно новой конфигурации летательного аппарата на базе инновационной системы электродистанционного управления эта система должна быть введена в эксплуатацию, продемонстрирована и протестирована на базе подходящего экспериментального летательного аппарата.

Для этих целей Институт развития летательных систем располагает полнофункциональной средой построения и сборки систем управления полетом:

– тренировочный аппарат DA-42 (тренировочный симулятор DA-42) с широким функционалом для инсценировки неисправностей множества

бортовых систем с целью проектирования и утверждения алгоритмов управления, а также тестирования пилота на выполнение петли Нестерова,

– стенд для испытаний конструкции и систем управления летательного аппарата на базе DA-42 для тестирования и утверждения отдельных узлов конструкции, комплексных испытаний экспериментальных аппаратов и бортового оборудования путем инсценировки петли Нестерова в рамках наземной отработки полёта,

– и, в частности, экспериментальный летательный аппарат Diamond DA-42 MPP NG (Многофункциональная Платформа Нового Поколения), созданный специально для инсценировки полёта с экспериментальной электродистанционной системой управления полётом, см. Рис. 1.



Рис.1: Экспериментальный ЛА (DA-42MPP NG) со встроенной электродистанционной системой управления полётом

При таком непрерывном развитии и текущих результатах компоновки систем подразумевается, что самолёт Diamond DA-42 будет применяться в методологии проектирования систем управления как эталонная конфигурация для использования и демонстрации. На примере этого типа воздушного судна технические возможности, преимущества и надежность активной электродистанционной системы управления полетом для летательных аппаратов гражданской авиации будут проанализированы, выверены и, в конце концов, испытаны в условиях реального полета.

Относительно компоновки схем и разработки систем управления огромную роль играет подходящий, многофункциональный авиационный симулятор для тестирования функциональных возможностей. Предлагаемое устройство наземной отработки полёта D-SIM-42 оборудовано подлинной

кабиной пилота Garmin с полностью экранной индикацией серии G1000, как с основным, так и с многофункциональным пилотажным дисплеем, с целью достичь максимально реалистичных условий пребывания в кабине пилота. Таким образом, симулятор DA-42 представляет собой совершенное устройство для функционального тестирования системы "лётчик - самолёт" в условиях реального мира. К сожалению, модель динамики полёта D-SIM-42, как и обработка всех внутренних сигналов являются "черными ящиками", полностью изолированными от внешнего воздействия. Это является неблагоприятным обстоятельством для использования симулятора как платформы для проектирования и введения в эксплуатацию, а значит и разработки активной электродистанционной системы управления полётом.

По этой причине была разработана независимая, полнофункциональная и нелинейная модель шестистепенной системы подвижности FSD DA-42/FSA 6 DOF, созданная на базе графической среды MATLAB / Simulink. Особое внимание было уделено высокоточному физическому моделированию и точному воспроизведению динамики полета авиационного тренажёра D-SIM-42.

Утверждение модели динамики полёта FSD DA-42/FSA 6 DOF осуществлялось путём систематических имитационных тестовых полётов на базе устройства D-SIM-42, подтвердивших отличное соответствие модели с вышеуказанным устройством.

### **3 Методология создания систем управления боковым полётом**

#### **3.1 Задачи, требования и выбранная концепция проекта**

Основной задачей конечного автомата конструкции устройства управления боковым полётом является обеспечение однородных характеристик полёта и управляемости наряду с общим диапазоном режимов полёта с целью значительно сократить рабочую нагрузку пилота во время

ручного управления летательным аппаратом. Сопутствующими целями являются повышение безопасности пассажиров и экипажа, а также экономичности летательного аппарата (расход топлива).

Для достижения этих целей необходимо улучшить и стандартизировать параметры стабильности и характеристики управления путем их интуитивной и закономерной подгонки под область рабочих режимов устройства, а также добиться эффективного сопротивления воздушным нагрузкам. Вдобавок, последствия изменений конфигурации системы (отказ одного из двигателей, например) должны быть компенсированы, а последующее сокращение рабочей нагрузки пилота достигнуто путем частичной автоматизации вспомогательных органов управления, таких как интерцепторы, закрылки или ручка управления двигателем.

Таким образом, концепция проекта может быть обозначена и установлена следующими приоритетными проектными задачами:

– модификация характеристик устойчивости летательного аппарата:

1) основные характеристики устойчивости, а значит и качество пилотажа могут быть преобразованы путем установки оптимального демпфирования, собственной частоты или постоянной времени, соответственно, для каждого отдельного вектора бокового полёта. Более того, должны быть применены эффективная компенсация крена и путевая устойчивость;

– улучшение качеств управляемости:

1) качество командного сигнала/стабилизации угла тангажа относительно канала крена в противоположность управляющему воздействию угла бокового скольжения или характеристикам нулевой поперечной перегрузки (оси рыскания): подготовка к воздействию смены вектора скорости и угла бокового скольжения, как показывает практика, осуществляется пилотом интуитивно и заранее в силу стабилизации угла тангажа и особенностей нулевой поперечной перегрузки ( $n_y=0$ ) при условии, если выпущены закрылки;

2) увеличение пути прямого прохождения: При внедрении взаимосвязанных линий прямой цепи для каждой оси крена и рыскания, чувствительность системы управления летательным аппаратом будет улучшена благодаря исключению полюса обратного ответа интегратора из соответствующего перечня функций передачи команд для достижения быстрой реакции общего управляющего устройства;

– ослабление перекрёстных связей входных командных сигналов (введение отдельных органов управления вспомогательными механизмами):

1) чтобы вручную инициировать крен вектора скорости, пилоту необходимо применить координированно–отклонённый элерон и команду на руль управления, либо наоборот, для планомерного увеличения угла скольжения может дополнительно потребоваться отклонить элероны, используя педаль управления рулём. Эта взаимосвязь манёвров, предполагающая устранение перекрёстных связей между экспериментальными осями крена и рыскания, должна автоматически исполняться так называемыми органами управления вспомогательными устройствами. Соответствующее устранение связей между осями управления не только удобно для пилота, но и делает структуру органов управления более интуитивной и понятной.

### **3.2 Конструкция управляющего устройства**

Как уже говорилось в предыдущем параграфе, разрабатываемое управляющее устройство должно соответствовать нескольким техническим задачам. Выполнение специальных задач проектирования, таким образом, связано с различными ответвлениями в структуре управляющего устройства.

Как правило, управляющее устройство включает в себя устройство генерирования командных сигналов, обеспечивающее подачу сигналов угловой скорости крена и угла скольжения, регулятор оси крена и рыскания в цепи обратной связи, основанный на расчётных командах и сигналах датчиков

обратной связи, генерирующих показатели общего входящего потока относительно требуемой приёмистости крена и рыскания (нормализованный управляющий момент относительно экспериментальных осей), а также орган распределения, преобразующий обобщённые входные параметры в эквивалентные для органа управления рулём/элероном команды на отклонение.

Ветвь генерирования командных сигналов моделирует, лимитирует и обрабатывает воздействия пилота на руль и педаль с целью извлечь/открыть интуитивные характеристики вышеуказанных. Каждый регулятор оси крена и рыскания в основном представляет собой классическую пропорционально-интегральную схему, комбинированную при помощи линии прямой связи. Соответственно, относительное и полное гашение колебаний, как и собственная частота “голландского” крена, постоянные времени крена и спирали скорректированы в соответствии с оптимальным уровнем полётных характеристик номер 1, что позволило устранить перекрестные связи между движением крена и рыскания (применительно к экспериментальному летательному аппарату, т.е. вектор скорости крена/чистые показатели угла бокового скольжения). Линии прямой связи используются с целью обеспечить быструю реакцию по крену и углу скольжения. Орган распределения обеспечивает скоординированное отклонение руля направления и элеронов на основании выходных данных регулятора оси крена и рыскания для раздельного характера работы системы управления экспериментальным летательным аппаратом.

Для обеспечения чёткого функционала управляющего устройства, высоко- и низкочастотные измерения должны быть произведены, как это указано в таблице ниже (где верхние переменные представляют собой не замеренные, а предполагаемые значения сигналов).

Таблица 1 Измерительные сигналы

Высокочастотные измерения	Низкочастотные измерения
$n_y, p, r$	$\phi, \theta, (\dot{\gamma})$

Схема специальных усилителей регулятора (обратная, прямая и перекрёстная связи) для представительного множества условий полёта по заданному диапазону создаётся на базе Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры.

Соответственные показатели усиления управляющего устройства, применимые ко всей дальности полёта, были установлены следующим образом: для успешной координации отдельных систем балансировки по заданному диапазону движения, для каждой из этих систем, если её измерители усиления спроектированы методом Эталонной Модели Прямого Задания Собственной Структуры, генерируются модели в пространстве состояний. Основываясь на этих матрицах коэффициентов усиления, разрабатывается управление с программным усилением, охватывающее все доступные области полётных режимов.

#### 4 Исследование и доказательство устойчивости

Для обеспечения безопасной и надёжной эксплуатации самолёта с электродистанционной системой управления на всей доступной полётной области необходимо доказать/утвердить/продемонстрировать, что заданный минимум устойчивости замкнутого контура управления гарантирован при любых отклонениях (которые можно ожидать) между реальной (возмущённой) системой и номинальными параметрами плюс разрабатываемой моделью системы управления. Отличия (отклонения/ошибки) между реальной динамикой системы и номинальными моделями, используемые для разработки систем управления, обычно

обозначаются термином “неопределённость параметров модели”. Систему управления называют устойчивой, если предел устойчивости гарантирован для всех возмущённых элементов управления, даже в случае наихудшей неопределённости параметров модели.

Вплоть до сегодняшнего дня, контроль устойчивости систем управления летательными аппаратами в рамках государственной аккредитации и сертификации реализуется посредством метода последовательного ввода и вывода (SISO), а также путём анализа пределов устойчивости (критерий Найквиста и, соответственно, винтовая устойчивость Никольз), сравнение которых вы можете найти в источнике 6. Однако, процедура контроля реализуется и посредством системы многоканального ввода и вывода (MIMO), например для боковой динамики летательных аппаратов, с применением одноконтурной коммутации (при которой все остальные контуры системы закрыты). Тем не менее, Дойль на контрпримере показал (источник 7), что одноконтурного испытания устойчивости системы многоканального ввода и вывода недостаточно. Напротив, действенное и диссипативное доказательство устойчивости для систем MIMO может обеспечить анализ структурных сингулярных значений, или  $\mu$ -анализ (источник 8). Таким образом, инновационное применение  $\mu$ -анализа с целью доказательства соответствия нормам устойчивости пользовательских настроек ограничений характеристик устойчивости будет представлено далее в этой главе.

#### **4.1 Введение в Контроль Устойчивости и $\mu\Delta^T$ -анализ**

$\mu$ -анализ обеспечивает эффективную проверку на устойчивость в системах электродистанционного управления полётом (источник 8). Благодаря структурированному сингулярному значению  $\mu$  можно убедиться в том, что в случае с определённой группой модельных неточностей ни один полюс/собственное значение номинальной стабильной системы не достигает

и не пересекает воображаемую комплексную плоскость и, таким образом, система остаётся стабильной.

С точки зрения динамики полёта, воображаемая плоскость не является решающим фактором характеристик полёта, стабильности и устойчивости. Например, спиральное движение самолёта, оснащенного системой улучшения управления и устойчивости (CSAS), предпочтительно должно быть неподвижно стабильным для обеспечения отличных характеристик полёта (Модельный контур 1 уровня\*). Однако, для предпочтительных лётных характеристик этого контура также возможно длительное удвоение амплитуды при спиральном движении (источник 5). Утверждение устойчивости на основании стабильного или ограниченного неровного спирального движения путём  $\mu$ -анализа невозможно из-за номинального предусловия стабильности и задания воображаемой оси. Таким образом, для демонстрации адекватных характеристик стабильности, т.е. эффективных характеристик полёта и управляемости, делающих возможным ограничение времени удвоения амплитуды на полюсах неровного спирального движения, предлагается применение методов Контроля Устойчивости и  $\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализа.

$\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализ не воспринимает воображаемую ось координат как границы области значений стабильности, но оценивает характеристики стабильности согласно установленным пользователем ограничениям  $\Gamma$  в рамках комплексной плоскости. По прямой аналогии с воображаемой плоскостью, как ограничением стабильности устойчивости, мы определяем Контроль Устойчивости как: если все полюса/собственные значения линейной, независимой от времени системы находятся в левой части пользовательской шкалы ограничений  $\Gamma$  для всех возмущённых объектов системы управления, то система удовлетворяет требованиям характеристик стабильности устойчивости, и называется соответствующей системой. Если как минимум одно собственное значение/полюс находится на (или справа от) установленных границах устойчивости, система не соответствует требованиям устойчивости, и называется несоответствующей. На Рис.4

изображён концепт соответствия/несоответствия системы, созданный по аналогии со стабильностью/нестабильностью систем.

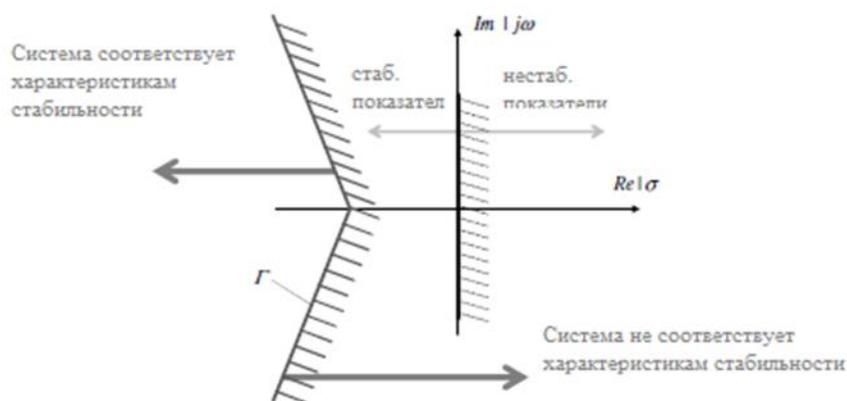


Рис.4: График соответствия/несоответствия системы характеристикам стабильности.

Реализация анализа устойчивости для линейных, независимых от времени систем многоканального ввода и вывода (MIMO) посредством  $\mu\Delta^{\Gamma}$ -анализа основана на стандартной структуре теории контроля устойчивости, МД-структуре (Рис.5, источники 8, 9 и другие). МД-структура производит разделение известных элементов системы (органы и устройства управления)  $M$ , а также неточных значений  $\Delta$ .

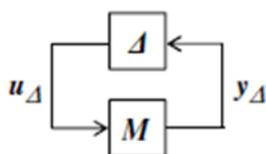


Рис.5: МД-структура

В соответствии с определением структурного сингулярного значения  $\mu$  (источник 8), уравнение  $\mu\Delta^{\Gamma}$  для анализа устойчивости определяется следующим образом:

– определение  $\mu\Delta^{\Gamma}$ : Если  $\Gamma$  является биективным, установленным пользователем ограничением, а для МД-структуры верно следующее:

1)  $M(s^{\Gamma})$  и  $\Delta(s^{\Gamma})$  являются комплексными матрицами для каждой точки области соответствия  $\Gamma$  (Индекс  $s^{\Gamma}$ );

2)  $\Delta^{(s\Gamma)} \in \Delta$  при  $\Delta = \{\text{диаграмма } (\delta_1 I_1, \dots, \delta_k I_k, \Delta_1, \dots, \Delta_k) \mid \delta^i \in \mathbb{C}, \Delta^j \in \mathbb{C}^{m_j \times m_j}\}$ , структурное сингулярное значение  $\mu_{\Delta\Gamma}$  матрицы  $M$  для каждой точки ограничения соответствия  $S^\Gamma = \delta^\Gamma(\omega) + j\omega$  при  $\omega \in (-\infty; +\infty)$  (для анализа соответствия характеристикам устойчивости) определяется как:

$$\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s\Gamma)}) := \begin{cases} (\min\{\bar{\sigma}(\Delta_{(s\Gamma)}) \mid \det(I - M_{(s\Gamma)} \Delta_{(s\Gamma)}) = 0\})^{-1} \\ 0 \mid \det(I - M_{(s\Gamma)} \Delta_{(s\Gamma)}) \neq 0, \forall \Delta \in \underline{\Delta} \end{cases} \quad (1)$$

Доказательство соответствия устойчивости с помощью структурного сингулярного значения  $\mu_{\Delta\Gamma}$  номинальной, линейной и независимой от времени динамической системы выглядит следующим образом:

– Анализ соответствия с помощью  $\mu_{\Delta\Gamma}$ : Если  $\Gamma$  является уникальным, определённым пользователем ограничением, а для МД-структуры верно следующее:

1)  $M(S)$  и  $\Delta(S)$  являются комплексными переходными матрицами, соответствующими требованиям устойчивости, т.е. все полюса/собственные значения  $M(S)$  и  $\Delta(S)$  по левую сторону шкалы соответствия;

2)  $\Delta(S)$  является блочно-диагональной матрицей неточных значений, согласованной с  $\delta(\Delta(S)) \leq 1$ ,  $\forall S = \delta + j\omega$  с  $\delta = \delta^\Gamma(\omega)$ , то закрытая МД-структура является соответствующей (соответствует требованиям устойчивости) для всех допустимых неточных значений, если

$$\mu_{\Delta\Gamma}(M_{(s\Gamma)}) < 1 \quad \forall \omega. \quad (2)$$

Согласно анализу структурных сингулярных значений  $\mu$ , прямое вычисление  $\mu_{\Delta\Gamma}$  невозможно, но могут быть определены верхняя и нижняя границы значений на основании свойств  $\mu_{\Delta\Gamma}$ . Этот признак аналогичен подобному в  $\mu$ -анализе (источники 8 и 9).

Упрощённая описательная интерпретация  $\mu_{\Delta\Gamma}$  и условий устойчивости выглядит следующим образом: корни уравнения  $\det(I - M^{(s\Gamma)} \Delta^{(s\Gamma)})$  равны собственным значениям/полюсам закрытой МД-структуры. Если для каждой

точки границы соответствия уравнение  $\det(I-M(s\Gamma)\Delta(s\Gamma))$  имеет решение, мы можем определить, лежат ли собственные значения/полюса на границе соответствия. Имея ввиду номинальную систему соответствия (все собственные значения/полюса расположены слева от границы соответствия), и подразумевая успешно растущее несоответствие значения  $\Delta$ , можно определить младшее из значений  $\Delta$ , так как для него решением уравнения  $\det(I-M(s\Gamma)\Delta(s\Gamma))$  будет 0. Таким образом, значением  $\Delta$  будет наибольшее сингулярное значение  $\delta(\Delta(s\Gamma))$ . Это означает, что как минимум один полюс/собственное значение достигает границы соответствия. В результате, структурное сингулярное значение  $\mu\Delta^\Gamma(M(s\Gamma))$  является мерой пересечения границ соответствия в виде отношения собственного значения/полюса и неточного значения  $\Delta$ . Наибольшее значение  $\mu\Delta^\Gamma(M(s\Gamma))$  означает наихудшие характеристики устойчивости, наименьшее же значение  $\mu\Delta^\Gamma(M(s\Gamma))$  – хорошие характеристики устойчивости. Согласно теореме о малом коэффициенте усиления (источники 8 и 9) и допустимым неточным значениям  $\delta(\Delta(s\Gamma)) \leq 1$ , требования соответствия устойчивости при  $\mu\Delta^\Gamma(M(s\Gamma)) < 1$  соблюдены.

Детальные и всеобъемлющие описание и доказательство соответствия устойчивости как структурного сингулярного значения  $\mu\Delta^\Gamma$  и его свойств уже реализованы авторами, но вне этой работы. Приведённое выше введение в вопрос не претендует на законченность, имея своей целью краткое посвящение читателя в тему для лучшего понимания дальнейшей информации.

## **5 Линейный и нелинейный анализ**

В конце концов, для подтверждения динамических характеристик и улучшений управляемого летательного аппарата на фоне неуправляемого, приводится краткий линейный анализ замкнутого контура.

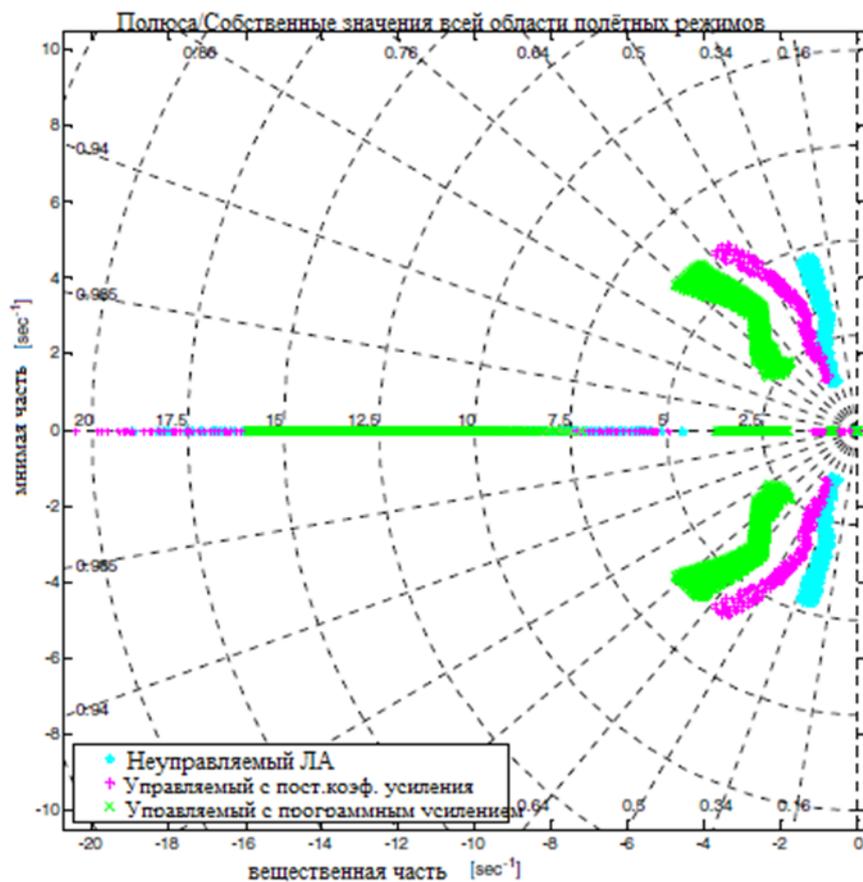


Рис. 11 Полуса/Собственные значения всей области полётных режимов

На Рис. 11 изображены полуса/собственные значения управляемых самолётов с программным усилением управления, самолётов с постоянным коэффициентом усиления управления и неуправляемых самолётов.

Варианты движения крена вдоль заданной оси сокращаются до диапазона приемлемых значений с целью обеспечить интуитивные летные характеристики, а абсолютное демпфирование, будучи причиной слишком высокой чувствительности управления, сокращается еще более значительно. Позиция полуса/собственных значений “голландского” крена изменяется системой управления с программным усилением, чтобы достичь оптимального абсолютного и относительного демпфирования, а также более высокой собственной частоты, чтобы “голландский” крен удовлетворял значениям, требуемым при тестировании с моделью в контуре обратной связи 1 уровня. Вдобавок, система управления с постоянным усилением обеспечивает более высокий демпинг во время “голландского” крена, то есть

улучшенные лётные характеристики в сравнении с летательным аппаратом без системы управления.

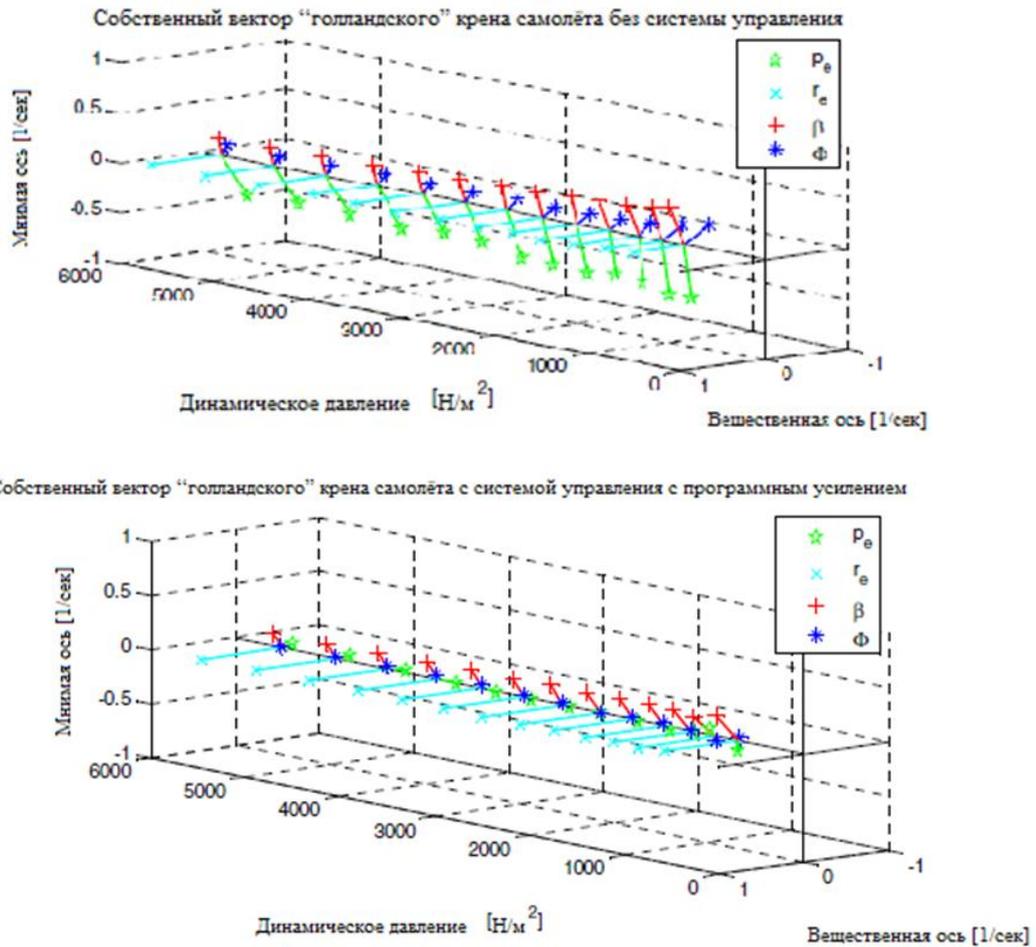


Рис. 12 Собственный вектор “голландского” крена

Требуемое устранение перекрёстных связей динамических показателей крена и рыскания, столь необходимое для обеспечения оптимальных лётных характеристик летательного аппарата, оснащённого системой улучшения устойчивости и управляемости, также реализуется с помощью системы управления с программным усилением. Чтобы продемонстрировать вышеуказанный факт, проанализируем собственный вектор “голландского” крена: на Рис. 12 изображены собственный вектор “голландского” крена самолёта без системы управления и самолёта с системой управления с программным усилением в зависимости от динамического давления. На графическом изображении чётко показано, что угловая скорость крена ( $\phi$ ), как и скоростной угол крена ( $r_e$ ) летательного аппарата с системой управления

сводится к минимуму и, таким образом, динамические показатели рыскания изолируются от динамических показателей крена, как того и требует система.

На практике было доказано, что по аналогии с “голландским” креном, угол бокового скольжения, как при поперечном, так и при спиральном движении сводится к минимуму. В результате, перекрёстные связи динамических показателей оси крена и угла скольжения устраняются.

Анализ собственных значений и собственных векторов чётко показывает, что требования достижения отличных лётных характеристик, в частности устранения поперечного сноса, в полной мере достигаются в рамках линейной модели.

В конечном счёте, удовлетворение этих требований путём нелинейного анализа будет подтверждено ниже по тексту:

Нелинейное цифровое моделирование самолёта с системой управления с программным усилением достигается благодаря упомянутой выше модели динамики полёта FSD DA-42/FSA 6 DOF. Характеристики летательного аппарата будут проанализированы, в первую очередь, на управляемость на оси крена, во-вторых – на сопротивление внешним атмосферным помехам. Анализ летательного аппарата с электронной системой управления всегда основан на его сравнении с летательным аппаратом без электронной системы управления.

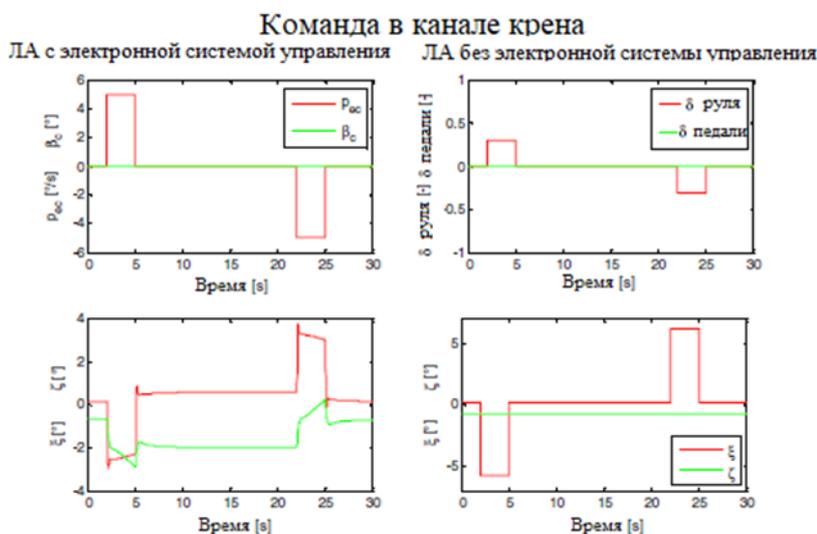
Динамические характеристики летательного аппарата с электронной системой управления, генерирующей меандр частотой  $\rho_{ес}$ , показаны в левом столбце Рис. 13. В сравнении с летательным аппаратом без электронной системы управления, самолёт с электронной системой управления при увеличении и уменьшении угла крена двигается так же скоординировано, как и при прямом полёте. При автоматически координируемом полёте, как и требуется, почти полностью отсутствует эффект углового скольжения. Это достигается благодаря применению универсального электрорегулируемого руля управления и отклонению элеронов. Очевидно, что летательный аппарат, не оснащённый электронной системой управления (правый столбец диаграмм на Рис. 13), не способен осуществить скоординированное движение в полёте

при поперечном отклонении ручки управления, и, таким образом, рабочая нагрузка на пилота при осуществлении подобного манёвра очень высока.

После анализа командного режима  $p_{ec}$  необходимо изучить атмосферное воздействие.

Структура бокового воздушного порыва принимает форму “1-cos”. Динамические характеристики самолёта с электронной системой управления с программным усилением представлены в левом столбце диаграмм на Рис. 14. Характеристики летательного аппарата без электронной системы управления при порыве ветра представлены в правом столбце диаграмм. Вдобавок, на нижних диаграммах Рис. 14 представлена скорость порыва поперечного ветра.

Система управления обеспечивает скоординированное отклонение руля управления и элерона, что значительно улучшает динамические характеристики  $\tau_e$  и  $\beta$  положения угла рыскания благодаря улучшенным переходным характеристикам. Более того, автоматическое отклонение поверхности управления самолёта с электронной системой управления значительно сокращает эффект от оси крена. Угловая скорость крена  $p_e$  сокращается до минимума и, таким образом, угол крена почти равен нулю в сравнении с углом крена летательного аппарата без электронной системы управления.



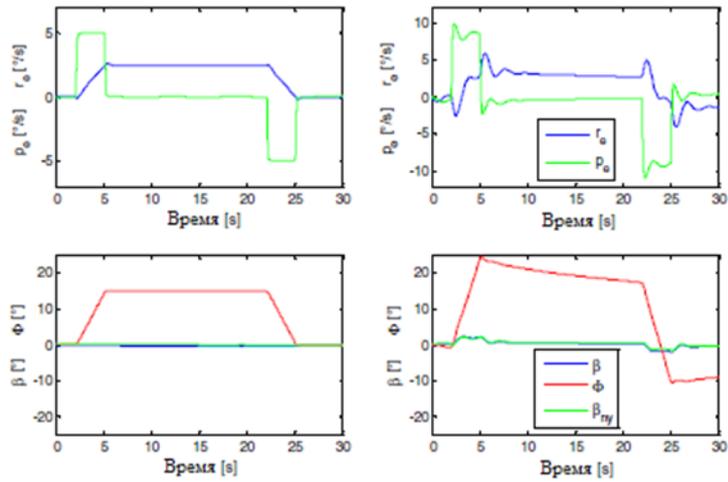
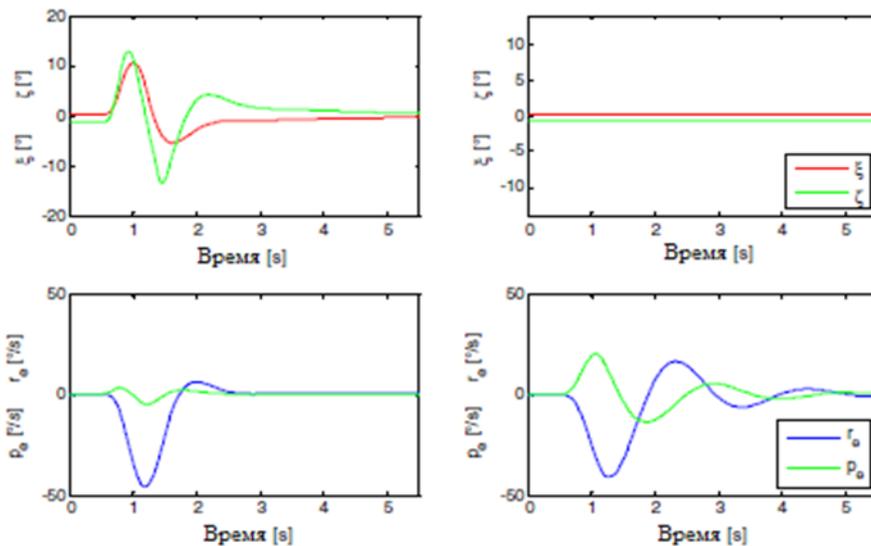


Рис. 13 Сравнение сигнала поперечного управления ЛА с электронной системой управления (с программным усилением) и ЛА без электронной системы управления.

Анализ характеристики помех показывает, что уровень стабильности ЛА с электронной системой управления на порядок выше, чем у самолёта, не оснащённого электронной системой управления. Благодаря усиленному сопротивлению помехам рабочая нагрузка пилота самолёта с электронной системой управления значительно сокращается.

Атмосферные помехи в виде "1-cos"

ЛА с электронной системой управления      ЛА без электронной системы управления



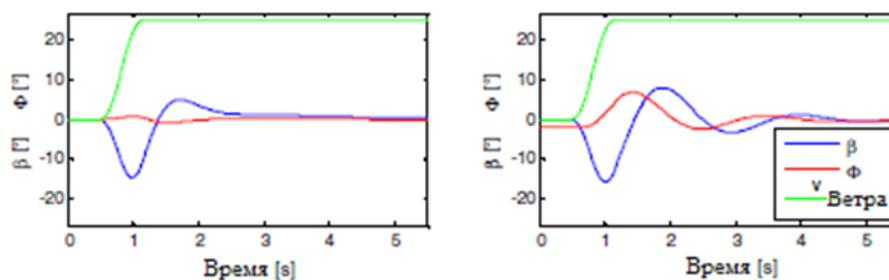


Рис. 14 Сравнение характеристик ЛА с электронной системой управления (с программным усилением) и ЛА без электронной системы управления при боковых атмосферных помехах в виде “1–cos”.

## 6 Выводы/Заключение

Разработка инновационной электро-дистанционной системы управления инициирована с целью обеспечения отличных лётных характеристик и помощи пилоту в условиях поперечного движения для малых самолётов общей авиации и основана на достаточных доказательствах соответствия этой системы нормам надёжности.

После представления данных о высоких рисках угрозы безопасности в секторе гражданской авиации и необходимости улучшения этих показателей путем внедрения активной электродистанционной системы управления была предложена структура и соответствующая методика создания системы управления индивидуального исполнения, с целью обеспечить отличные характеристики полёта и управляемости. Впоследствии было предоставлено подтверждение соответствия системы, о которой идёт речь в этом тексте, всем нормам надёжности.

Традиционный анализ надёжности, основанный на диаграмме Блэка – Николса (отрывки одиночного контура), не гарантирует стабильных характеристик устойчивости. По этой причине был предложен  $\mu\Delta^{\Gamma}$ - анализ, являющийся улучшенной версией  $\mu$ -анализа, и позволяющий проводить исчерпывающие испытания на устойчивость, в том числе и с

пользовательскими ограничениями отдельных характеристик стабильности. При применении  $\mu\Delta^r$ -анализа производилась оценка устойчивости самолёта, оборудованного электродистанционной системой управления и подразумевающего обширную неопределённость параметров модели, и соответствие требованиям устойчивости было доказано по всем пунктам проверки.

Линейный и нелинейный анализы (их симуляция) самолёта, оборудованного электродистанционной системой управления, обнаруживают потенциал представленного выше концепта по сравнению с неавтоматическими аэродинамическими системами. Представленные выше оценки подчёркивают значительные улучшения характеристик полёта и управляемости самолётов, оборудованных технологией электродистанционного управления ЛА.

### **Применение оптимального анализа наихудшего случая для оценки алгоритма управления в условиях воздушно – космического пространства**

Мнение автора. Проблема оценки алгоритма управления полётом может быть сформулирована как проблема анализа устойчивости самолёта, где надлежащим образом выверенные критерии оценки могут стать неверными в случае введения малейших ограничений допустимых параметров летательных аппаратов, внешнего воздействия и условий полёта. Оптимальный анализ наихудшего случая может быть использован для определения параметров/воздействия/условий полёта, которым эти критерии не полностью соответствуют или вовсе их нарушают. Перспективность этого подхода заключается в его полном соответствии всем симуляционным моделям и сценариям алгоритма управления, включая комплексный нелинейный алгоритм. Но чтобы быть уверенным в отсутствии нарушений критериев оценки, необходимо решить проблему общей оптимизации движения. В

случае с множеством критериев оценки поиск наихудшего случая может привести к серьезным вычислительным затратам. Однако, решение проблемы наихудшего случая как многоцелевой задачи способно сократить вычислительные затраты, так как все или некоторые критерии оценки могут быть совмещены в один. Алгоритмы поиска, основанные на оптимизации, могут также быть использованы для выявления параметров чувствительности в случае со всеми критериями оценки и помощи в расчёте безопасных областей этих параметров.

## **1 Введение**

При использовании традиционных подходов, таких как симуляционный метод Монте–Карло или изучение параметров оценки систем управления ЛА, достаточно сложно как выявить ненадёжные и наихудшие случаи, так и с уверенностью подтвердить их отсутствие. Так как эти методы ещё и нуждаются в высоких вычислительных затратах, целью данного исследования является изучение преимуществ некоторых новых техник оценки алгоритмов управления полётом, таких как анализ стабильности систем с переменным линейным параметром или оптимизация, основанная на поиске наихудшего случая.

В случае с последним методом, проблема оценки устойчивости может быть сформулирована как проблема анализа надёжности, где ряд надлежащим образом выверенных критериев оценки должен быть проверен на соответствие всем доступным вариациям параметров летательных аппаратов, внешним условиям и всем условиям полёта. Инструменты оптимизации могут быть применены для выявления всех минимальных (максимальных) решений, свидетельствующих о том, нарушены ли рамки установленных критериев, а полученная таким образом точка максимума и будет называться наихудшим случаем. Подобный подход уже сформулирован в источнике под номером 2.

Следовательно, сложность метода оптимизации заключается не в поиске комбинаций параметров, не соответствующих критериям, т.е. выявлению несоответствия системы управления полётом, а в том, чтобы окончательно убедиться в её соответствии этим критериям во всех случаях проверки. Это значит, что необходимо решить общую проблему оптимизации, и найденное решение должно быть достаточно достоверным. Стратегия решения этой проблемы представлена в источнике под номером 12.

Существует несколько исследований метода оценки, основанного на оптимизации, подразумевающих различные подходы и пути применения однокритериальных алгоритмов оптимизации, представленных в источниках номер 4, 7, 9, 10, 11, 14. Результаты чётко показывают высокий потенциал оптимизационного подхода в надёжном решении проблем оценки систем с множеством как неопределённых параметров, так и критериев. Причиной этому, в частности, служит универсальность и надёжность подхода без применения консервативных техник анализа. Эти преимуществами обладает и многокритериальный подход. И хотя процесс оценки обычно нуждается в наглядно представленной работе системы по всем критериям оценки, можно ожидать, что многокритериальный подход существенно сократит вычислительные затраты, так как для получения запрашиваемых результатов по всем рассматриваемым критериям необходимо лишь запустить процесс оптимизации.

Путём оптимизации можно не только решить проблемы наихудшего случая, но и изучить влияние индивидуальных изменений параметров на несоответствие нормам оценки. Для этого должна быть сформулирована нормативная проблема оптимизации, где ограничениями будут выступать условия оценки.

Более того, при использовании специализированных концептов, введённых для генетических алгоритмов (см. источник номер 5), отдельные области пространства параметров могут быть исследованы на нарушение критериев оценки и ослабление работы системы. Эти области параметров

могут распространяться на весь допустимый диапазон параметров, а не только на области схождения комбинаций параметров наихудшего случая.

В этом исследовании формулирование проблем чувствительности и оценки, как проблем оптимизации, будет представлено во второй главе. Процесс оценки алгоритма управления, основанный на оптимизации, продемонстрирован при применении его в авиации и космонавтике. В третьей главе описывается применение многокритериальной оптимизации для утверждения восьми критериев оценки производительности алгоритма управления нелинейной модели ракеты – носителя Вега с шестью степенями свободы и проецированием во временной области. Для этого подхода также изучается более восемнадцати параметров, подходящих для предложенных путей оптимизации. Вторым подходом является выявление областей пониженной производительности во всем диапазоне полётных режимов экспериментальной системы электродистанционного управления летательным аппаратом гражданской авиации с целью расширения предельно допустимой нагрузки (см. главу 4). Создание устойчивой к сбоям системы электродистанционного управления, а также систем защиты от этих сбоев, является контрольной задачей, сформулированной в программе Европейского Союза по развитию научных исследований и технологий “RECONFIGURE” (изменение характеристик систем управления полётом для решения глобальной проблемы управляемости летательных аппаратов) (см. в источнике 15).

## **2 Определение задач оценки как задач оптимизации**

### **2.1 Поиск наихудшего случая**

Согласно подходам, описанным в источниках номер 2, 4, 7, 9, 10, 11, 13, для применения методов оптимизации задачи оценки должны быть выражены в виде скалярной целевой функции  $s(p, d)$ , где  $p$  – параметр оптимизации,

который является неточным либо варьируется по ходу процесса оптимизации (аэродинамические коэффициенты, масса ЛА, инерционные характеристики, скорость, высота, сила ветра, и т. д.), а  $d$  – дискретные компоненты системы управления (компоновка ЛА, параметры посадочных приспособлений, и т. д.). Предполагается, что компоненты  $p$  ограничены, и изменяются только в рамках известных интервалов, определяя компоновку гипербокса  $P$ . Таким образом, проблема оценки может быть сформулирована как проблема минимизации рисков. Используя минимально допустимое значение  $c$  в функции получим, что  $c_{\min}(d) = \min_{p \in P} (c(p, d))$  является критерием выполнения оценки. Требования оценки удовлетворены для условия  $d$  в случае, если  $c_{\min}(d) \geq c_0(d)$ , в противном случае критерии не соблюдены. Эта формулировка может также распространяться на несколько критериев, согласно теории эффективности Парето (источники 16 и 17). Теперь необходимо решить следующую задачу оптимизации:

$$[c_i(p)] \text{ for } i = 1, \dots, m, \text{ s. t. } p_j^l \leq p_j \leq p_j^u, \quad j = 1, \dots, n. \quad (2)$$

Если  $[C_i(p)]$ ,  $p^* \in P_{\text{Парето}}$  является решающей точкой оптимального множества Парето, наихудший случай критерия  $c_i^{wc}$  определяется минимальным значением всего диапазона значений  $p^*$ :

$$c_i^{wc} = \min_{p^* \in P_{\text{Парето}}} (c_i^*(p^*)). \quad (3)$$

Как правило, самыми популярными подходами в решении многоцелевых проблем являются: (1) объединение этих проблем в одноцелевую функцию и поиск единого решения, как в методе взвешенной суммы или функциях максимальной полезности; (2) напрямую выявить ряд неподчинённых парето-оптимальных решений. Задачей этого исследования является обоснование практической пользы второго подхода в решении проблем поиска наихудшего случая, где интерес представляют лишь предельные значения оптимального множества Парето.

Алгоритм высокой сложности, именуемый NSGA-II, и основанный на неподчинённой сортировке, описан Дебом в его книге (см. источник 1). Целью

алгоритма NSGA является обеспечение соответствия вариантов решения функции распределения Парето в отношении ряда целевых функций, основанное на законе распределения Парето (см. источник 3), где соответствие отдельного значения определяется числом значений, которому оно подчинено. Индивидуальное значение (ряд параметров) А подчинено значению В, если все ценностные критерии, относящиеся к В, имеют меньшее значение, чем критерии, относящиеся к А. Таким образом, Распределение Парето для отдельных значений определяется числом доминирующих значений плюс ещё одним отдельным значением.

Сам по себе алгоритм является примером эволюционного алгоритма, реализующего эволюционные операции, такие как выборка значений, генетическое пересечение значений, а также их генетическая мутация. Весь объем значений сортируется в иерархичные подгруппы согласно Распределению Парето. Нетождественность членов подгрупп ряда Парето корректируется применением концепции совместного использования.

В этом исследовании все компьютерные вычисления в рамках оценочного анализа были реализованы посредством среды оптимизации MOPS (Синтез многоцелевых параметров) Германского центра авиации и космонавтики (см. источник 6). Применяемый в этой среде алгоритм многокритериальной оптимизации является комбинацией комплексного механизма анализа, основанного на неподчиненной сортировке значений, и алгоритма локального поиска, основанного на неscalaрной схеме поиска. При таком гибридном подходе комплексный многокритериальный поиск постоянно перемежается с короткой локальной однокритериальной оптимизацией. Ожидаемыми преимуществами такого подхода могут стать:

- 1) детерминированный поиск по каждому отдельному критерию способен за более короткий промежуток времени обеспечить приемлемое решение, включая и минимальное решение для каждого отдельного критерия,
- 2) более точные минимальные значения каждого отдельного критерия расширяют диапазон значений частоты распределения Парето. Это, как

правило, ускоряет поиск элементов частоты распределения среди отдельных значений за счёт генетических алгоритмов поиска,

3) минимальное значение каждого критерия определяется более точно за счёт алгоритмов локального поиска. Это особенно удобно при поиске наихудшего случая.

Опыт показывает, что многокритериальный поиск наихудшего случая сопровождается тем же количеством критериев поиска, что и однокритериальный, особенно при использовании гибридной техники оптимизации. Следовательно, в случае с несколькими критериями оценки многокритериальный поиск наихудшего случая способен сократить вычислительные затраты, так как все или некоторые критерии оценки могут быть одновременно удовлетворены за один запуск алгоритма.

## 2.2 Области соответствия

Проблема поиска областей соответствия представляет большой интерес для авиакосмической промышленности, определяя ограничения областей полётных режимов. На практике, поиск областей в пространстве параметров, полностью соответствующих производительности системы, так же представляет большой интерес, определяя ограничения области полётных режимов. Общая формулировка этой проблемы, как минимум для односвязных областей параметров, как проблемы оптимизации выглядит так:

$$\text{макс } [p_i^U - p_i^L], \text{ s. t. } c_j(p) \geq c_j^0, \text{ для всех } p \in [p^L, p^U] \quad (4)$$

Проблема многокритериальной оптимизации должна быть решена путём определения диапазона отдельных значений параметров как критерия оптимизации при условии полного удовлетворения критериев оценки. В общем смысле, эта универсальная проблема оптимизации не может быть решена разумными мерами как минимум для большинства параметров.

Без потери общего смысла данного рассуждения мы можем предположить, что параметры оптимизации нормируются в диапазоне  $[-1, 1]$ . Теперь, сводя проблему областей соответствия до поиска центральных, равноограниченных интервалов параметров, можно следующим образом сформулировать проблему оптимизации, подразумевая, что  $p = 0$  соответствует всем критериям оценки:

$$\max(\|\bar{p}\|_{\infty}), \text{ так, чтобы } c_j \geq c_j^0, \bar{p} \in [-1, 1] \quad (5)$$

Теперь необходимо решить проблему однокритериальной оптимизации, при условии, что все критерии оценки будут соблюдены.

Эволюционное моделирование предлагает иной концепт поиска областей несоответствий, т.е. областей, которые не соответствуют хотя бы одному критерию оценки. Эти области могут быть бесвязно разбросаны по всему диапазону параметров. При использовании классических методов оптимизации, в большинстве случаев приводящих к оптимальному решению, бесвязные области параметров со слабой производительностью не могут быть определены без риска для сбоя системы. Узконаправленные (вытесняющие расстояние между значениями) концепты, разработанные для внедрения в генетические алгоритмы, позволяют, во-первых, поддерживать всеобъемлющее, высокое соответствие критериям оценки, показывая при этом, однако, значительно отличные результаты расчётов, а во-вторых – помогают избежать преждевременного схождения точек локального минимума (см. источник 5).

При использовании узконаправленных алгоритмов, соответствие индивидуального значения рассчитывается в виде должным образом выверенного соотношения значения целевой функции и кратчайшего расстояния до других значений в области параметров. В нашей среде оптимизации узконаправленный подход применяется только для решения однокритериальных задач.

### 2.3 Влияние параметров на критерии оценки

Понимание влияния параметров на критерии оценки устойчивости системы представляет большой интерес для разработчиков алгоритмов управления устойчивостью. Важность отдельных параметров в случаях, когда условия критериев оценки нарушены, может быть оценена в рамках следующей проблемы оптимизации:

$$\text{макс.}(\|\bar{p}\|_1), \text{ так, чтобы } c_j < c_j^0, \bar{p} \in [-1, 1] \quad (6)$$

Это так же подтверждает, что нулевые значения параметра полностью удовлетворяют критериям оценки. Так как все составные части вектора  $p$  параметров соответствуют первой норме, минимальное значение может быть рассчитано лишь при условии, что все значения неэффективных или менее эффективных параметров будут стремиться к нулю. Из-за ограничений, более эффективные параметры достигают значений, отличных от нуля. Минимальное значение не должно быть уникальным. В конечном минимальном значении все неэффективные параметры должны достигать нулевой отметки.

### 3 Оценка алгоритма управления ракеты-носителя

Оценочный анализ, реализованный в этой работе, основан на образцовой, промышленной нелинейной симуляционной модели ракеты-носителя с шестью степенями свободы, являющейся эталонной моделью проекта Европейского космического агентства “Оценка и контроль качества систем управления устойчивостью летательных аппаратов” (ESA AO/1-6322/09/NL/JK). Модель копирует ракету-носитель ВЕГА, новую европейскую лёгкую ракету-носитель, сконструированную силами Европейского космического агентства, включая нелинейную динамику силового привода, механику полёта, аэродинамику, входные датчики ветра, инерционную

систему и другие датчики. Она оснащена исчерпывающей системой наведения, навигации и управления, что обеспечивает управление вектором тяги и стабилизацию углов вектора и тангажа. Для анализа в рамках проведения оценки модель оснащена блоком обработки зашифрованной информации, что исключает доступ к органу управления и конфигурации.

Тем не менее, в модели предусмотрен внешний доступ к большому количеству неопределённых параметров, таких как аэродинамика, ток воздуха, инерциальная координатная система навигации, разброс тяги, масса, центр гравитации, инерционные характеристики, смещение и несимметричность тяги, показатели воздушной среды и отрыв потока. В этом исследовании подразумевается участок полёта между 35 метрами и 60 километрами с задействованием 84 неопределённых параметров для проведения оценки. Для возможности внешнего доступа все параметры приведены в соответствие с диапазоном  $[-1, 1]$ .

Рассматриваемые в этом исследовании критерии оценки представляют собой традиционные требования к построению вектора тяги и стабилизации углов вектора и тангажа в течение первого этапа полёта. Восемь критериев оценки были выявлены из матрицы соответствия касательно производительности органа поперечного управления и требования по нагрузке в течение полёта и эшелонирования:

1) требования по нагрузке утверждаются путём произведения показателя динамического давления и угла набегающего потока  $Q_a$  на основании числа Маха (критерий 1),

2) снос и скорость по направлениям  $Y$  и  $Z$  измеряются по всему диапазону высот, а именно между 35 метрами и 60 километрами (критерии 2, 3, 4 и 5),

3) ограничения по наклонному угловому ускорению должны быть соблюдены в течение всего полётного этапа (критерий 6),

4) поперечная угловая скорость во время эшелонирования должна быть ограничена некоторыми показателями (критерий 7),

5) угол набегающего потока не должен меняться в течение всего процесса эшелонирования (критерий 8).

Все критерии лимитируются или ограничиваются таким образом, чтобы выход показателей за пределы значения -1 стал нарушением требований оценки. В случае с данным рядом неопределённых параметров первый этап полёта моделируется до этапа эшелонирования. Затем критерии высчитываются из различных выходных данных, предоставленных высокоточной симуляционной моделью.

Целесообразность применения многоаспектной оптимизации в случае подобной многокритериальной проблемы оценки описана в источнике 12. Результатом стала перенастройка алгоритма управления, что обеспечило его лучшую производительность, особенно по первому критерию грузоподъемности, и поиск наихудшего случая стал более многообещающим даже при использовании техники гибридной оптимизации.

На Рис.1 изображены результаты критериальной оценки единичного запуска оптимизации для комбинации параметров частоты распределения Парето, т.е. для значений, претендующих на звание оптимального множества Парето. Эти результаты показали, что все критерии улучшили производительность в сравнении с алгоритмом управления, оценённым в источнике 12. Однако все ещё имеет место несоблюдение предельного значения оценки -1 для критериев 1 и 7. Более того, существуют комбинации параметров, одновременно нарушающие оба эти критерия.

Следуя изложенной в 12 источнике стратегии оценки, для подтверждения достоверности выявленных глобальных наихудших случаев необходимо 10 раз провести поиск наихудших случаев, устанавливая разные начальные и статистические условия. Выполнив десятикратный поиск, принимая значение 0,7 за коэффициент успешного нахождения глобальных наихудших случаев за один запуск оптимизации, мы достигаем 99% достоверности полученных данных.

Ни один из запусков поиска наилучших случаев не нарушит 2, 3, 4, 5 и 6 критериев оценки, в связи с чем их можно считать соблюденными. Однако критерии оценки за номерами 1, 7 и 8 нарушают предельное значение оценки, как минимум незначительно (особенно 8), за каждый запуск поиска. Таким образом, требования оценки по этим критериям всё еще не удовлетворены.

Гибридная оптимизация выполнялась только для глобального поиска, устанавливая значение объёма совокупности 200 на 100 генераций значений, и производя 20000 модуляций и критериальных вычислений. Итерационно активированный локальный поиск требует в среднем то же количество вычислений. Запуск оптимизации, включающий 40000 вычислений, занимает около четырёх часов расчётного времени на настольном компьютере, оборудованном двумя процессорами Intel® Xeon® X5550 (2.66GHz), в то время как параллельный принцип обработки данных MOPS использовался с задействованием 4 человек.

Для общей проблемы оценки, включающей 8 критериев и 84 неопределённых параметра, поиск областей несоответствия был основан на проблеме нормированной оптимизации, описанной в источнике 5. Результатом максимально-нормированной оптимизации является максимально дальнейшее распространение областей параметров, начиная с нуля, что является расчётным условием, при котором ни одна комбинация параметров не нарушает условия оценки, так как известен абсолютный минимум. На Рис.2 изображён результат исчерпывающей оптимизации с примерно 57000 вычислений, основанный на методе генетической оптимизации, реализованном в MOPS (Системе синтеза многоцелевых параметров). Синие планки индикаторов сигнализируют о том, что значения параметров могут отклониться от номинальных на 75%, не нарушая при этом критериев оценки.

Чувствительность параметров изучалась путём доработки процесса оптимизации, теперь сокращающего первую норму неточных значений, при которых область параметров ограничивалась максимальным значением 0,75,

как это было упомянуто выше. Таким образом ожидается, что все значения параметров, которые слабо влияют, или вообще не влияют на требования критериев оценки, будут приближаться к отметке 0. Результат этого процесса отображен зелёными планками индикаторов. Некоторые значения параметров, изображённые большими синими индикаторами, не сопровождаются зелёными; например, значения под номерами 19 и 21. Это говорит о том, что эти значения слабо влияют, или вообще не влияют на нарушения критериев оценки. Однако, так как область параметров ограничена, для нарушения хотя бы одного критерия оценки 30 значений параметров должны отходить от нормы на 75%.

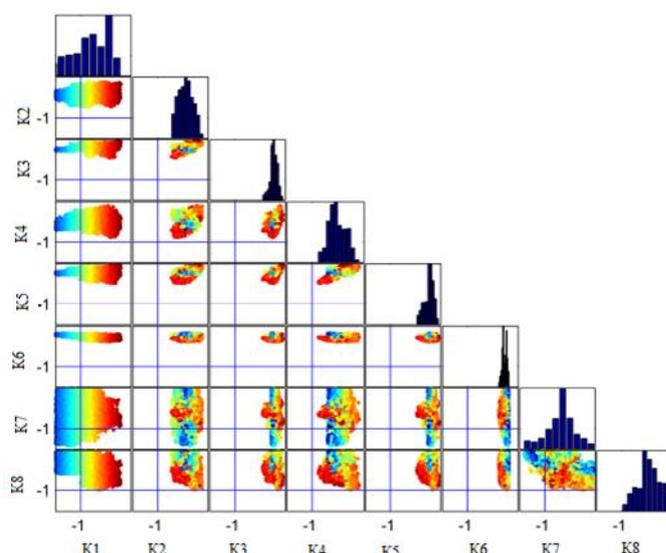


Рис.1: Двухмерная плоскость пересечения восьми критериев оптимального множества Парето. Диагональные диаграммы являются гистограммами каждого отдельного критерия.

Когда отклонения доступны для всей области параметров, задача оптимизации даёт ответ на вопрос, какие из параметров наиболее чувствительные (источник 6). Примеры подобного результата оптимизации изображены коричневыми индикаторами на Рис.2. Только 10 значений параметров показывают значительное отклонение от номинального. Таким образом, эти 10 случаев отклонения значений параметров станут причиной нарушения как минимум одного критерия оценки. Однако, для большинства

значений параметров нарушение возможно лишь при стопроцентном отклонении.

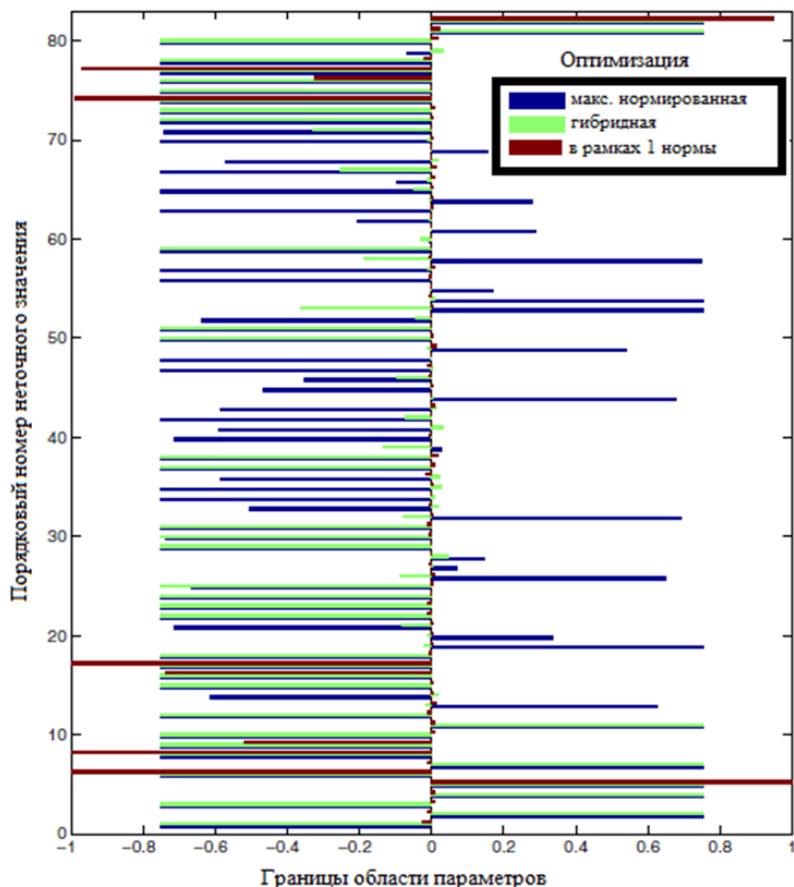


Рис.2: Область несоответствия, выявленная путём максимально-нормированной оптимизации, а также чувствительность значений параметров, выявленная путем оптимизации в рамках первой нормы для ракеты-носителя.

#### 4 Применение узконаправленных методов поиска для определения областей несоответствия

Для больших коммерческих воздушных судов требованием является нагрузка, не превышающая 2,5 т. Этот показатель был утверждён при помощи промышленной высокоточной симуляционной модели, дополненной экспериментальной электродистанционной системой управления, включающей нелинейный алгоритм защиты от превышений заданной нормы

перегрузки для достижения соответствия углу набегающего потока, углу пространственного расположения судна и скоростным ограничениям. Поиск наихудшего случая способен решить эту сильно нелинейную задачу оценки без приблизительных значений и упрощений.

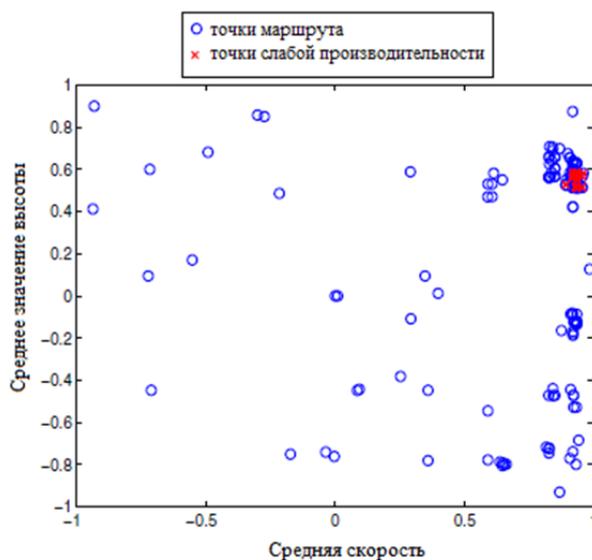


Рис.3: Результаты поиска наихудшего случая, изображающие точки маршрута со слабой производительностью (x) на стандартной полётной области, при использовании системы электродистанционного управления и применении генетического алгоритма поиска без использования узконаправленных методов.

Диаграммы на Рис.3 и Рис.4 демонстрируют результаты двух различных поисков наихудшего случая. Обе диаграммы изображают точки маршрута в течение оптимизации в рамках стандартизированного полётного пространства. Точки маршрута, которые нарушают оценочные рамки коэффициента нагрузки, отмечены красным крестом. В течение каждого запуска оптимизации производилось около 200 вычислений. На Рис.3 изображены результаты поиска без использования узконаправленных методов. Устройство оптимизации постепенно сосредотачивается в точке минимума, отображающей плохую производительность на высоте 0,6 и при максимальной скорости. На Рис.4, где изображены результаты поиска с использованием узконаправленных методов, можно различить еще одну

область полётного пространства с плохой производительностью (значение высоты примерно 0 метров над уровнем моря). Однако, значение точки минимума, обнаруженное при поиске наихудшего случая с использованием узконаправленных методов поиска, не столь мало, как при поиске без них.

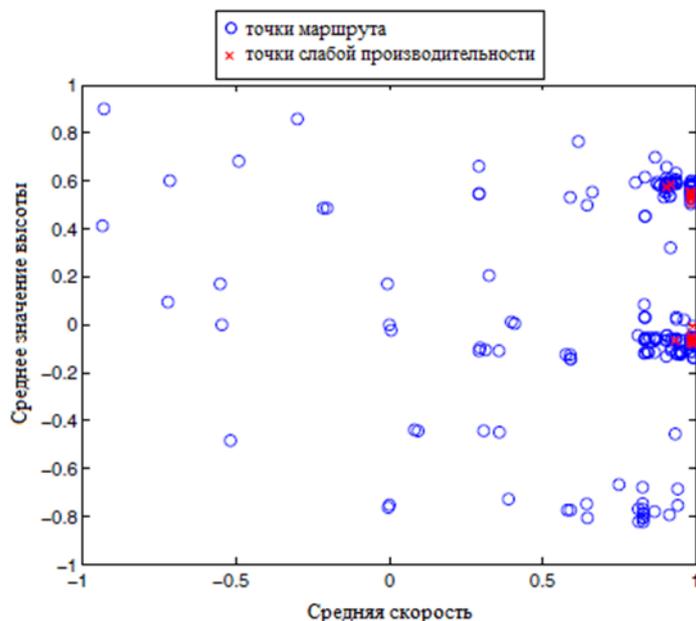


Рис.4: Результаты поиска наихудшего случая, изображающие точки маршрута со слабой производительностью (x) на стандартной полётной области, при использовании системы электродистанционного управления и применении генетического алгоритма поиска, включающего узконаправленные методы. Отчётливо видны две несвязанные области несоответствия.

## 5 Выводы

Из этих исследований и результатов, полученных путём оценочного анализа, можно сделать вывод, что подходы к оценке характеристик, основанные на многоаспектной оптимизации, могут стать неотъемлемой частью процедуры оценочного анализа. И теперь несколько критериев оценки могут быть выполнены за один шаг без увеличения вычислительных затрат, в отличие от однокритериальной оценки. Более того, обнаружение

единовременного нарушения сразу нескольких критериев оценки возможно лишь при многоаспектном анализе.

Методы минимизирования нормированных значений путём ограничения диапазона оценки, а также узконаправленные методы анализа могут быть эффективно использованы для нахождения областей несоответствия и для информирования об областях, в рамках которых операции могут проводиться без рисков. Более того, понимание влияния параметров на критерии оценки может быть полезным при создании систем электродистанционного управления летательными аппаратами.

Формулировка критериев оценки, напрямую основанная на результатах симуляционных тестов, может привести к построению искажённых или даже прерывистых целевых функций с многократным наименьшим значением, сложным для распознавания.

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Кубанский государственный университет»  
(ФГБОУ ВО «КубГУ»)

Отзыв

о выпускной квалификационной работе  
студента Лесовина Владимира Юрьевича (54-ТПП),  
выполненной по специальности «Перевод и переводоведение»,  
на тему «Трудности перевода английского научно-технического  
текста на русский язык»

Актуальность темы выпускной квалификационной работы обуславливается тем, что в условиях непрекращающегося научно-технического прогресса тексты соответствующей направленности часто выступают в качестве объекта перевода; при этом для выполнения качественного перевода необходимо понимать, как те или иные трудности, возникающие в процессе перевода научно-технического текста, связаны с его особенностями, а также к каким переводческим приемам можно прибегать для их преодоления.

В теоретической части выпускной квалификационной работы выявляются основные лексические и грамматические трудности перевода английского научно-технического текста на русский язык. В рамках практической части работы на примере фрагментов исследуемого текста анализируются случаи употребления характерных для научно-технических текстов лексических единиц и грамматических конструкций, а также выявляются способы их передачи на русский язык.

В ходе исследования были выполнены поставленные изначально задачи и достигнута основная цель, заключающаяся в определении, изучении и

подробном описании трудностей перевода научно-технической литературы; основные результаты исследования отражены в форме выводов в заключении.

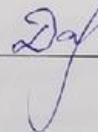
Новизна в разработке темы данной работы заключается в проведении сравнительно-сопоставительного анализа фрагментов ранее не переводившегося английского научно-технического текста и их перевода на русский язык, выполненного автором выпускной квалификационной работы.

В период написания выпускной квалификационной работы Лесовин В.Ю. работал над поставленными задачами регулярно, проявляя большую степень самостоятельности, инициативность и интерес к исследуемой проблеме, демонстрируя усердие при подборе теоретического и иллюстративного материала.

Представленная работа оформлена в соответствии с нормами, установленными для работ данного рода, отвечает предъявляемым требованиям, может быть допущена к защите в ГЭК и высоко оценена.

Руководитель ВКР

д-р филол. наук, профессор \_\_\_\_\_ Дармодехина А.Н.



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Кубанский государственный университет»  
(ФГБОУ ВО «КубГУ»)

**Рецензия**

на выпускную квалификационную работу студента Лесовина В.Ю.,  
выполненной по специальности «Перевод и переводоведение» на тему  
«ТРУДНОСТИ ПЕРЕВОДА АНГЛИЙСКОГО НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО  
ТЕКСТА НА РУССКИЙ ЯЗЫК»

Рецензируемая выпускная квалификационная работа В.Ю. Лесовина посвящена описанию специфики перевода научно-технических текстов английского языка на материале фрагмента книги Joël Bordeneuve-Guibé и Antoine Drouin, Clément Roos «Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control». Развитие науки и техники предполагает и обмен информацией в мире об открытиях, новых технологиях, исследованиях и т.д. Сложность и специфика перевода такого вида информации еще не описана в полной мере, поэтому тема исследования В.Ю. Лесовина важна и актуальна.

Рецензируемая работа состоит из двух глав, где при помощи сравнительно-сопоставительного метода выявлены проблемы перевода означенного англоязычного научно-технического текста, описаны пути их решения на основании примененных при переводе трансформаций: грамматических, представленных в первой главе (стр. 6-12) и лексических (стр. 13-28) – во второй главе исследования. Вероятно, следует отметить, что четкое разделение между лексическими и грамматическими трансформациями провести все-таки довольно трудно, поэтому автор работы столкнулся в этом смысле с определенными проблемами, которые все-таки, на наш взгляд, успешно решил.

Интерес представляют его рассуждения по поводу перевода с английского на русский язык неличных форм глаголов (стр. 7-10) и пассивных конструкций (стр. 10-12), рассуждения о многозначности терминов (стр. 13-17), сложностях перевода сокращений и аббревиатур (стр. 17-21), многокомпонентных терминов (стр. 21-24), условных и гипотетических формулировок (стр. 24-25), каузативных конструкций (стр. 25-28) и т.д.

Изначально поставленная в работе цель, заключающаяся в изучении и выявлении специфики перевода научно-технического текста с английского на русский язык, достигнута, задачи выполнены.

Существенных недостатков в работе не выявлено.

С учетом вышеизложенного считаю, что выпускная квалификационная работа В.Ю. Лесовина – законченное сочинение, отвечает всем требованиям, предъявляемым к работам такого рода, и заслуживает положительной оценки.

рецензент  
д.ф.н., профессор И.Г. Лукс  
23.06.2019